
MANUALE di AEROTECNICA, STRUTTURE ed IMPIANTI

ad uso della specializzazione
"Costruzioni Aeronautiche"
Indirizzo "Trasporti e Logistica"

A cura di Leonardo Ferrazzi



APPROVATO DALLA RETE ISTITUTI DI COSTRUZIONI AERONAUTICHE



ITIS “A. VOLTA” - Alessandria
“MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI”
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

MANUALE di AEROTECNICA, STRUTTURE ed IMPIANTI

**ad uso della specializzazione
"Costruzioni Aeronautiche"
Indirizzo "Trasporti e Logistica"**

A cura di Leonardo Ferrazzi

APPROVATO DALLA RETE ISTITUTI DI COSTRUZIONI AERONAUTICHE



ITIS “A. VOLTA” - Alessandria
“MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI”
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

CRONOLOGIA EDIZIONI

DATA	ED.	REV.	NOTE
04/14/2015	00	0	Edizione di prova ad uso interno dell'ITIS "Volta"
07/11/2016	01	0	Edizione base, approvata e distribuita alla Rete COA
10/05/2017	02	0	Edizione con minime integrazioni e correzioni errori di battitura. Variazione dicitura copertina (da "Costruzione del mezzo aereo" a "Costruzioni Aeronautiche"). Non distribuita alla Rete COA
10/12/2017	03	0	Edizione con integrazioni di progettazione ed estensione della sezione "Impianti". Riordinamento gerarchia delle parti.
05/07/2018	03	01	Correzione paragrafo "Assetti caratteristici", correzione relazione "Autonomia oraria".
06/12/2018	03	02	Correzione di alcune relazioni pagg. 70-71
01/10/2019	04	00	Aggiornati: Odografa, condizioni di salita, calcolo atterraggio, tracciatura diagramma di manovra, parte 2(Progettazione) in maniera estesa, sistemi antighiaccio. Nuovi argomenti: bilanciamento e centraggio, profili alari, fattori correttivi afatica, CS per aeromobili non 23 e 25 (caratteristiche costruttive, sforzi sui comandi, diagrammi di manovra e raffica), bulloneria aeronautica americana, fenomeni di corrosione, capitoli ATA. Inserimento degli allegati con diagrammi a bolla e varie tabelle di riferimento. Cambiata immagine in copertina (foto di L. Ferrazzi)
03/02/2020	04	01	Correzioni errori di battitura diffusi
27/03/2020	04	02	Correzioni varie
29/09/2020	04	03	Correzioni varie
02/01/2021	04	04	Correzioni varie, aggiornamento tabelle leghe di alluminio, inserimento prospetto coppie di serraggio
15/06/2021	05	00	Aggiornamento tabella decollo, aggiornamento "Capitoli ATA", inserimento "Zone dell'aeromobile", inserimento verifica filettature, correzione errori di battitura.
02/01/2022	05	01	Allineamento simbologia su richiami e schemi, aggiornamento CS-23 Amendment 5.
20/11/2022	06	00	Correzioni varie, allineamento simbologia su schemi; inserimento "Geometria delle sezioni" e "Numeri normali". Ampliamento "Caratteristiche materiali". Cambiata immagine di copertina (foto di Claudio Noè)
20/06/2023	07	00	Correzioni errori di battitura, inserimento "Effetti del funzionamento dell'elica", "Inquadramento normativo", "Aeronavigabilità iniziale", "Mantenimento aeronavigabilità", "Classificazione aeromobili", "Architetture costruttive"
01/09/2023	07	01	Correzione errori di battitura, inserimento "Fattori di carico per atterraggi di emergenza"
16/01/2024	08	00	Esclusione del paragrafo 2.12.9

ITIS “A. VOLTA” - Alessandria
“MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI”
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

SOMMARIO

1 AEROTECNICA	1
1.1 SIMBOLOGIA UTILIZZATA NELLA SEZIONE "1 AEROTECNICA"	1
1.2 RELAZIONI RIGUARDANTI L'ARIA TIPO (ISA)	4
1.3 SOSTENAZIONE STATICÀ.....	5
1.3.1 Generalità	5
1.3.2 Ascensione a volume costante.....	6
1.3.3 Ascensione a massa di gas costante	6
1.4 AERODINAMICA DEL VELIVOLO	7
1.4.1 Tracciatura della polare ipotetica del velivolo completo (metodo dei RAeS Data Sheets).....	7
1.4.1.1 Determinazione del C_{R0} dell'ala.....	8
1.4.1.2 Determinazione del C_{R0} della fusoliera	9
1.4.1.3 Determinazione del C_{R0} degli impennaggi, metodo empirico.....	10
1.4.1.4 Determinazione del C_{R0} dei montanti	10
1.4.1.5 Determinazione del C_{R0} del carrello	11
1.4.1.6 Determinazione delle interferenze	11
1.4.1.7 Determinazione del C_{R0} del velivolo completo	11
1.4.2 RAeS Data Sheets (estratto).....	12
1.4.3 Profili alari.....	15
1.4.3.1 Classificazione	15
1.4.3.2 Parti del profilo	15
1.4.3.3 Profili NACA, interpretazione della sigla	16
1.4.3.4 Scelta del profilo	18
1.4.4 Coefficienti di resistenza aerodinamica per corpi semplici isolati	19
1.4.4.1 Numero di Reynolds.....	21
1.5 FLUIDODINAMICA	22
1.6 VOLO RETTILINEO, ORIZZONTALE, UNIFORME (V.R.O.U.)	23
1.7 VOLO LIBRATO/VOLO IN DISCESA	24
1.7.1 Odografa in aria calma ed in aria non immobile	26
1.7.1.1 Indicazioni per la tracciatura dell'odografa	26
1.7.1.2 Volo librato in aria non immobile	27
1.7.1.3 Affondata verticale - Calcolo della superficie dei freni aerodinamici	28
1.8 VOLO IN SALITA	29
1.9 SPINTE E POTENZE NECESSARIE/DISPONIBILI	30
1.9.1 Variazione della potenza e della spinta in quota	32
1.10 CONDIZIONI DI SALITA: SALITA RAPIDA E SALITA RIPIDA	34
1.10.1 Tangenza.....	36
1.11 ASSETTI CARATTERISTICI	37
1.12 MOTO-ELICA	39
1.12.1 Autonomia e consumi specifici per motoelica	40
1.12.2 Condizioni di funzionamento caratteristiche	40
1.12.3 Triangolo delle velocità sull'elica	41
1.12.4 Regresso dell'elica.....	42
1.12.5 Effetti del funzionamento dell'elica	42
1.12.5.1 Coppia di reazione dell'elica	42
1.12.5.2 Effetto imbardante della scia	43
1.12.5.3 Effetto giroscopico dell'elica	43
1.12.6 Dati sperimentali dal Report NACA 658 (14 aprile 1938)	44

1.13 MOTORE A REAZIONE (TURBOGETTO)	47
1.13.1 <i>Autonomia e consumi specifici del turbogetto.....</i>	47
1.13.2 <i>Autonomia in caso di vento.....</i>	48
1.14 DECOLLO	49
1.15 ATTERRAGGIO	52
1.15.1.1 <i>Esempio di calcolo del tempo e della velocità di atterraggio</i>	52
1.16 VIRATA	54
1.17 RICHIAMATA	56
1.18 BILANCIAMENTO E CENTRAGGIO.....	57
1.18.1 <i>Rischi di un caricamento improprio</i>	57
1.18.2 <i>Posizione del CG</i>	58
1.18.3 <i>Determinazione del CG a vuoto.</i>	60
1.18.4 <i>Determinazione del CG in condizioni di carico</i>	61
1.18.5 <i>Posizioni estreme del CG</i>	61
1.18.6 <i>Calcolo delle posizioni aggiornate.....</i>	62
2 PROGETTAZIONE E COSTRUZIONE	63
2.1 CARATTERISTICHE COSTRUTTIVE DEGLI AEROMOBILI	63
2.1.1 <i>Inquadramento normativo.....</i>	63
2.1.1.1 Cenni storici.....	63
2.1.1.2 ICAO.....	63
2.1.1.3 La FAA e i regolamenti FAR	64
2.1.1.4 ENAC.....	65
2.1.1.5 JAA.....	66
2.1.1.6 EASA	66
2.1.2 <i>Aeronavigabilità Iniziale - Caratteristiche costruttive dei prodotti.....</i>	69
2.1.3 <i>Mantenimento dell'aeronavigabilità</i>	70
2.1.3.1 Part-M	70
2.1.3.2 Part-145.....	70
2.1.3.3 Part-66.....	71
2.1.3.4 Part-147	71
2.1.4 <i>Classificazione degli aeromobili</i>	71
2.1.5 <i>Architetture costruttive (velivoli)</i>	72
2.1.6 <i>Architetture costruttive (elicotteri)</i>	75
2.1.7 <i>Parametri caratteristici indicativi (velivoli)</i>	75
2.1.8 <i>Tipologie di aeromobili.....</i>	76
2.1.8.1 CS-23 Amendment 5	78
2.1.9 <i>Carico limite e carico ultimo.....</i>	78
2.1.10 <i>Fattore di sicurezza</i>	79
2.1.11 <i>Fattori di carico</i>	79
2.1.11.1 Fattori di carico inerziali per atterraggi di emergenza	81
2.2 SFORZI SUI COMANDI	83
2.2.1 <i>CS-LSA (da ASTM F2245-1c: 4.5 Controllability and Maneuverability):.....</i>	83
2.2.2 <i>CS-VLA.143: Controllability and manoeuvrability.....</i>	83
2.2.3 <i>CS-22.143: Controllability and manoeuvrability</i>	84
2.2.4 <i>CS-23.143: Controllability and manoeuvrability</i>	84
2.2.5 <i>CS-25.143: Controllability and manoeuvrability</i>	84
2.3 DIAGRAMMI DI MANOVRA E RAFFICA	85
2.3.1 <i>Diagramma di manovra</i>	85

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

2.3.1.1	Tracciatura del diagramma di manovra	86
2.3.2	<i>Diagramma di raffica</i>	91
2.3.2.1	Diagramma di raffica CS LSA	91
2.3.2.2	Diagramma di raffica CS-VLA	92
2.3.2.3	Diagramma di raffica CS-22.....	94
2.3.2.4	Diagramma di raffica CS-23.....	95
2.3.2.5	Diagramma di raffica CS-25.....	97
2.4	TIPOLOGIA DI STRUTTURE	99
2.4.1	<i>Damage tolerance</i>	99
2.4.2	<i>Fail safe</i>	99
2.4.3	<i>Safe life</i>	99
2.5	DETERMINAZIONE DELLA CORDA MEDIA AERODINAMICA.....	100
2.6	FATTORE DI SICUREZZA E FATTORI CORRETTIVI.....	101
2.6.1	<i>Fattore di sicurezza</i>	101
2.6.2	<i>Fitting factor</i>	101
2.6.3	<i>Fattore di fatica</i>	101
2.7	FONDAMENTI DI PROGETTAZIONE.....	104
2.7.1	<i>Calcolo di verifica e di progetto</i>	104
2.7.2	<i>Dimensionamento di un'asta cilindrica cava compressa</i>	108
2.7.3	<i>Asta cava a sezione ellittica</i>	110
2.7.4	<i>Dimensionamento di un terminale a forcella</i>	111
2.7.4.1	Verifica a tranciamento del perno e suo dimensionamento	111
2.7.4.2	Verifica a schiacciamento del perno e dimensionamento dello spessore della forcella ...	111
2.7.4.3	Verifica della forcella a strappo e calcolo del diametro esterno	112
2.7.4.4	Verifica della forcella a tranciamento	112
2.7.5	<i>Dimensionamento e verifica di una piastra forata</i>	113
2.7.5.1	Caso 1	114
2.7.5.2	Caso 2	114
2.7.5.3	Caso 3	117
2.8	CHIODATURE	118
2.8.1	<i>Lamiere</i>	118
2.8.2	<i>Chiodi</i>	118
2.8.2.1	Fori	119
2.8.2.2	Leghe di alluminio impiegate per la costruzione dei chiodi.....	119
2.8.2.3	Identificazione dei chiodi	119
2.8.2.4	Preparazione della sede per chiodi a testa piano-svasata.....	120
2.8.2.5	Designazione dei chiodi.....	121
2.8.2.6	Indicazione sui disegni	122
2.8.3	<i>Criteri rapidi per il dimensionamento di una giunzione chiodata</i>	123
2.8.3.1	Resistenza della chiodatura (secondo AC 65-15A).....	124
2.8.4	<i>Dimensionamento di una giunzione chiodata</i>	125
2.8.4.1	Dimensionamento a tranciamento (tear out) di un pannello rivettato.....	125
2.8.4.2	Dimensionamento a strappo (tension failure) del pannello rivettato.....	126
2.8.4.3	Dimensionamento di chiodatura di un longherone.....	126
2.8.5	<i>Criteri di verifica di una giunzione rivettata</i>	127
2.8.5.1	Verifica a rifollamento (ovalizzazione del foro) di una giunzione rivettata	127
2.8.5.2	Verifica al taglio di una giunzione rivettata	127
2.8.6	<i>Verifica di uno stelo filettato</i>	128
2.9	BULLONERIA AERONAUTICA.....	130

2.9.1 Denominazione	130
2.9.2 Tipi di filettatura	130
2.9.3 Viti (bolt)	131
2.9.3.1 Bolts.....	131
2.9.3.2 AN bolts	131
2.9.3.3 Clevis bolt	132
2.9.3.4 Viti a testa forata.....	133
2.9.4 Materiali.....	133
2.9.5 Coppie di serraggio	133
2.10 PIEGATURA DELLE LAMIERE	135
2.10.1 Calcolo dello sviluppo in piano.....	135
2.10.1.1 Raggio minimo di piegatura	137
2.11 FENOMENI DI CORROSIONE	139
2.11.1 Cause di corrosione	139
2.11.1.1 Attacco chimico diretto.....	139
2.11.1.2 Attacco elettrochimico (effetto galvanico)	140
2.11.2 Potenziali elettrochimici dei materiali	141
2.11.3 Sorgenti di corrosione	142
2.11.4 Tipi di corrosione	142
2.12 DIAGRAMMI DELLE SOLLECITAZIONI LUNGO UN'ALA	146
2.12.1 Calcolo statico di una struttura aeronautica	146
2.12.1.1 Schema semplice a travi.....	146
2.12.1.2 Metodo delle travi inflesse.....	147
2.12.2 Ala controventata a pianta rettangolare soggetta ad un carico distribuito (portanza).....	148
2.12.2.1 Calcolo delle reazioni vincolari.....	148
2.12.2.2 Calcolo del taglio e del momento flettente lungo l'apertura alare.....	148
2.12.3 Ala a sbalzo (incastrata) a pianta rettangolare soggetta ad un carico distribuito (portanza) e uno concentrato (motore).....	149
2.12.3.1 Calcolo delle reazioni vincolari.....	149
2.12.4 Ala a sbalzo (incastrata) a pianta trapezoidale (rastremata) soggetta ad un carico distribuito (portanza) e uno concentrato (motore)	150
2.12.4.1 Calcolo del carico trapezoidale distribuito (portanza + peso strutturale dell'ala).....	150
2.12.4.2 Calcolo del taglio $T'_{(x)}$ lungo l'apertura alare dovuto al carico distribuito	151
2.12.4.3 Calcolo del momento flettente $M'_{f(x)}$ lungo l'apertura alare dovuto al carico distribuito	151
2.12.4.4 Calcolo del taglio $T''_{(x)}$ lungo l'apertura alare dovuto al carico concentrato (motore)	151
2.12.4.5 Calcolo del momento flettente $M''_{f(x)}$ lungo l'apertura alare dovuto al carico concentrato (motore)	151
2.12.4.6 Calcolo del taglio $T_{(x)}$ e del momento flettente $M_{f(x)}$ lungo l'apertura alare	151
2.12.5 Ala monolongherone: dimensionamento del longherone con sezione "a doppio T"	152
2.12.6 Ala monolongherone: dimensionamento del cassone resistente alla torsione	154
2.12.6.1 Calcolo del massimo angolo di torsione $\Delta\vartheta$	154
2.12.7 Esempio di verifica a torsione di un'ala a cassone semplice a pianta rettangolare	155
2.12.7.1 Ala con carrello fisso	155
2.12.7.2 Ala con carrello retrattile	157
2.12.8 Ala bi-longherone e discretizzazione di una struttura a guscio (cenni)	159
2.13 CALCOLO DELLE STRUTTURE.....	162
2.13.1 Generalità	162
2.13.1.1 Funzionalità delle strutture.....	162
2.13.1.2 Richiami di geometria delle masse.....	164

2.13.2 Sollecitazioni in una sezione alare	166
2.13.2.1 Definizioni e concetti di base	166
2.13.2.2 Sforzi dovuti alla flessione.....	169
2.13.2.3 Sforzi dovuti alla torsione	170
2.13.2.4 Sforzi dovuti al taglio.....	174
2.13.3 Verifiche di stabilità - deformazioni.....	176
2.13.3.1 Verifiche nelle sezioni alari	176
2.13.3.2 Calcolo delle deformazioni.....	180
2.13.4 Problemi vari.....	181
2.13.4.1 Strutture di fusoliera.....	181
2.13.4.2 Collegamenti	183
2.14 MASSE DELLE PARTI DEL VELIVOLO	185
2.14.1 Ala	185
2.14.2 Fusoliera.....	186
2.14.3 Organi di atterramento.....	186
2.14.4 Impennaggi e superfici di governo.....	186
2.14.5 Propulsori.....	187
2.14.6 Combustibile	187
2.15 CARATTERISTICHE DEI MATERIALI METALLICI DI IMPIEGO PIÙ COMUNE NEL SETTORE AEROSPAZIALE	188
2.15.1 Caratteristiche dei materiali metallici di impiego più comune	188
2.15.2 Acciai.....	191
2.15.2.1 Caratteristiche degli acciai di impiego più comune	191
2.15.3 Leghe speciali resistenti alle alte temperature	200
2.15.4 Leghe di alluminio.....	203
2.15.4.1 Classificazione leghe di alluminio da lavorazione plastica (American Aluminum Association e UNI EN 573-1:2005)	203
2.15.4.2 Sintesi delle caratteristiche principali delle leghe di alluminio da lavorazione plastica....	203
2.15.4.3 Indicazioni di impiego per le leghe di alluminio più comuni.....	206
2.15.4.4 Riassunto delle caratteristiche meccaniche delle leghe di alluminio di impiego più comune	207
2.15.4.5 Principali caratteristiche tecnologiche delle leghe di alluminio da lavorazione plastica...	208
2.15.4.6 Caratteristiche dettagliate leghe di alluminio di impiego più comune.....	208
2.15.4.7 Composizione chimica approssimativa delle leghe di alluminio da lavorazione plastica più comuni – prospetto comparativo	221
2.15.4.8 Classificazione delle leghe di alluminio da fonderia secondo American Aluminum Association	222
2.15.4.9 Indicazioni di fornitura (AA)	226
2.15.4.10 Comparazione internazionale leghe di alluminio	227
2.15.5 Leghe di titanio	229
2.15.6 Leghe di magnesio	231
3 IMPIANTI DI BORDO	232
3.1 IDENTIFICAZIONE IMPIANTISTICA (SECONDO MIL-STD-1247 D)	232
3.2 CAPITOLI "ATA"	234
3.3 MAJOR ZONES AND SUBZONES IN AIRCRAFT.....	239
3.4 IMPIANTI DI BORDO	239
3.4.1 IMPIANTO DI RAFFREDDAMENTO	240

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

3.4.1.1	Raffreddamento ad aria	240
3.4.1.2	Raffreddamento a liquido	241
3.4.2	<i>CONDIZIONAMENTO (Environmental Control System) (Capitolo ATA 21)</i>	242
3.4.2.1	Generalità	242
3.4.2.2	Alimentazione ossigeno	243
3.4.2.3	Pressurizzazione cabina.....	245
3.4.2.4	Riscaldamento e depurazione	247
3.4.3	<i>IMPIANTO ELETTRICO (Capitolo ATA 24)</i>	249
3.4.3.1	Generalità	249
3.4.3.2	Utilizzatori	251
3.4.4	<i>IMPIANTO COMBUSTIBILE (Capitolo ATA 28)</i>	252
3.4.4.1	Circuito velivolo.....	252
3.4.4.2	Circuito del motore	255
3.4.5	<i>IMPIANTO OLEODINAMICO (IDRAULICO) (Capitolo ATA 29)</i>	255
3.4.5.1	Generalità e soluzioni alternative	255
3.4.5.2	Serbatoi	257
3.4.5.3	Filtri	257
3.4.5.4	Pompe	257
3.4.5.5	Accumulatori di pressione.....	261
3.4.5.6	Regolatori di pressione.....	262
3.4.5.7	Valvole	262
3.4.5.8	Utilizzatori	262
3.4.6	<i>ANTIGHIACCIO (capitolo ATA 30)</i>	264
3.4.6.1	Generalità	264
3.4.6.2	Definizioni.....	265
3.4.6.3	Sistemi di rilevamento (ATA 30-80).....	265
3.4.6.4	Sistemi termici.....	266
3.4.6.5	Sistemi meccanici	269
3.4.6.6	Sistemi chimici.....	269
3.4.6.7	Sistemi elettromagnetici	270
3.4.6.8	Avvisatori di ghiaccio.....	270
3.4.7	<i>IMPIANTO PNEUMATICO (capitolo ATA 36)</i>	270
3.4.8	<i>IMPIANTO DI LUBRIFICAZIONE (capitolo ATA 79)</i>	272
3.5	SCHEMI DI IMPIANTI	276
3.5.1	<i>IMPIANTO DI CLIMATIZZAZIONE (ECS) - schemi</i>	276
3.5.2	<i>IMPIANTO ELETTRICO - SCHEMI.....</i>	279
3.5.2.1	Scelta dei cavi	282
3.5.3	<i>IMPIANTO COMBUSTIBILE-schemi.....</i>	285
3.5.4	<i>IMPIANTO IDRAULICO -schemi</i>	287
4	UTILITÀ	290
4.1	UNITÀ DI MISURA/FATTORI DI CONVERSIONE	290
4.2	GEOMETRIA DELLE SEZIONI	294
4.2.1	Aree e baricentri.....	294
4.2.2	Momenti d'inerzia e moduli di resistenza a flessione	298
4.3	NUMERI NORMALI	303
4.4	INTERNATIONAL STANDARD ATMOSPHERE (DA – 3000 M SINO A 11000 M)	305
4.5	TRIGONOMETRIA: TRIANGOLI	312
4.5.1	1° Teorema.....	312
4.5.2	2° Teorema.....	312

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

4.5.3	<i>Area di un triangolo qualsiasi</i>	312
4.5.4	<i>Risoluzione dei triangoli qualsiasi</i>	312
4.5.4.1	Teorema dei seni (o di Eulero)	312
4.5.4.2	Teorema del coseno (o di Carnot).....	313
4.6	ALFABETO GRECO	314
4.7	PREFISSI E SUFFISSI DEL S.I.	315
5	BIBLIOGRAFIA.....	318
ALLEGATO 1: RIBATTINI MS		
ALLEGATO 2: PUNTE ELICOIDALI USA		
ALLEGATO 3: ESTRATTO NAS 523		
ALLEGATO 4: BULLONI AN E CLEVIS		
ALLEGATO 5: PITTOGRAMMI DI SERVIZIO		

ITIS “A. VOLTA” - Alessandria
“MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI”
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

1 AEROTECNICA

1.1 SIMBOLOGIA UTILIZZATA NELLA SEZIONE "1 AEROTECNICA"

Se non diversamente definito nel testo, si applica la seguente simbologia:

SIMBOLO	DESCRIZIONE
a	Accelerazione, avanzo o passo reale (aerodinamico) dell'elica
b	Apertura alare
c	Consumo specifico motoelica
CMA	Corda Media Aerodinamica
C_p	Coefficiente di portanza
C'_p	Coefficiente angolare della curva del C_p
C_R	Coefficiente di resistenza
C_{Ri}	Coefficiente di resistenza indotta
C_{Ro}	Coefficiente di resistenza di profilo a portanza nulla
C_M	Coefficiente di momento
E	Efficienza
f	Coefficiente d'attrito
g	Accelerazione di gravità
G	Massa (o peso) di combustibile o carburante imbarcato
k	Consumo specifico turbogetto
k_0	Consumo specifico del turbogetto a "punto fisso" a quota zero
l	Corda alare
l_e	Corda alare d'estremità
l_r	Corda alare alla radice
L	Dimensione caratteristica del corpo (tipicamente ai fini della determinazione del numero di Reynolds)
m	Massa
\dot{m}	Portata massica
M	Numero di Mach, Momento
n	Fattore di carico, numero di giri, numero (di ripetizioni)
n_0	Numero di giri di progetto del turbogetto
p	Pressione, passo geometrico dell'elica

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

SIMBOLO	DESCRIZIONE
p_0	Pressione atmosferica a quota zero
p_z	Pressione atmosferica in quota
P	Portanza, spinta ascensionale
Q	Peso dell'aeromobile
Q/S	Carico alare
R	Costante dei gas, resistenza aerodinamica
R_{gas}	Costante di uno specifico gas
r	Raggio (di una parte generica dell'elica), rapporto di rastremazione alare
r_e	Raggio dell'elica
Re	Numero di Reynolds
s	Spazio percorso in volo librato, spessore del profilo
S	Superficie alare, autonomia kilometrica
t	Temperatura (in °C), autonomia oraria
t_0	Temperatura (in °C) a quota zero
t_z	Temperatura (in °C) in quota
T	Temperatura assoluta (in K), trazione
T_0	Temperatura assoluta (in K) a quota zero
T_z	Temperatura assoluta (in K) in quota
T_d	Trazione disponibile
T_n	Trazione necessaria
U	Velocità sull'orizzontale
V	Volume, velocità
V'	Velocità del vento (autonomia in caso di vento)
V_{tr}	Velocità sulla traiettoria
W	Velocità verticale, velocità dei gas di scarico (turbogetto)
z	Quota
α	Angolo di incidenza aerodinamica
β	Angolo di rampa, angolo di calettamento dell'elica, angolo del vettore vento rispetto al velivolo (autonomia in caso di vento)
γ	Peso specifico, rapporto di funzionamento dell'elica
γ_0	Peso specifico a quota zero

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

SIMBOLO	DESCRIZIONE
δ	Densità relativa
ε	Angolo di incidenza dell'elica
η	Rendimento
η_e	Rendimento elica
η_{rid}	Rendimento riduttore
θ	Angolo di sbandamento in virata (angolo di bank)
λ	Allungamento alare
μ	Viscosità del fluido
ν	Viscosità cinematica del fluido
Π	Potenza
Π_d	Potenza disponibile
Π_{mot}	Potenza motrice
Π_n	Potenza necessaria
ρ	Densità, massa volumica
ρ_0	Densità (massa volumica) a quota zero
ρ_z	Densità (massa volumica) in quota
τ	Coefficiente di trazione, spinta (turbogetto)
τ_0	Spinta statica del turbogetto (a "punto fisso") a quota zero
φ	Percentuale di manetta
χ	Coefficiente di coppia (elica), coefficiente dipendente dalla velocità di volo (turbogetto)
ψ	Coefficiente dipendente dalla quota (turbogetto)
ω	Velocità angolare

1.2 RELAZIONI RIGUARDANTI L'ARIA TIPO (ISA)

RELAZIONI VALIDE NELLA TROPOSFERA, SINO A 11000 m

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Equazione dei gas	$p \rho^{-1} = R T$ $p V = R T$	/
Costante dei gas (R) riferita all'aria	287	$\text{m}^2/(\text{s}^2 \text{K})$
Pressione dell'aria a z= 0 m	$p_0 = 1013,25$ $p_0 = 101325$	hPa Pa
Densità dell'aria a z= 0 m	$\rho_0 = 1,2252$	kg/m^3
Peso specifico dell'aria a z = 0 m	$\gamma_0 = \rho_0 g = 12,0133$	N/m^3
Temperatura dell'aria a z= 0 m	$t_0 = 15$	$^{\circ}\text{C}$
Temperatura assoluta dell'aria a z= 0 m	$T_0 = 288,15$	K
Riduzione del barogramma in aria tipo	$\frac{p_z}{p_0} \frac{\rho_0}{\rho_z} = \frac{T_z}{T_0}$ $\frac{p_z}{p_0} \frac{1}{\delta} = \frac{T_z}{T_0}$	/
Temperatura assoluta alla quota desiderata "z" [m]	$T_z = 288,15 - (0,0065 z)$	K
Pressione alla quota desiderata	$p_z = 1013,25 \left(\frac{T_z}{T_0} \right)^{5,2568}$ $p_z = p_0 \cdot (1 - 0,00002256 z)^{5,2568}$	hPa
Velocità del suono alla quota desiderata "z" [m]	$v_s z = \sqrt{k R T_z} = \sqrt{401,80 T_z} = 20,05 \sqrt{T_z}$ ove $k = 1,4$ è il coefficiente di dilatazione adiabatico ($k = \frac{c_p}{c_v}$) per i gas biatomici	m/s
Densità (massa volumica) alla quota desiderata "z" [m]	$\rho_z = 1,2252 \left(\frac{p_z}{p_0} \right) \left(\frac{T_0}{T_z} \right)$ $\rho_z = \rho_0 \cdot \left(\frac{T_z}{T_0} \right)^{4,2568}$ $\rho_z = 1,2252 \cdot (1 - 0,00002256 \cdot z)^{4,2568}$	kg/m^3
Densità relativa	$\delta = \frac{\rho_z}{\rho_0}$	/

1.3 SOSTENTAZIONE STATICÀ

Sostentazione dovuta al principio di Archimede; involucro (pallone o pallonetti di dirigibile) riempito di un gas più leggero dell'aria. Aria calda o elio nei palloni, elio nei dirigibili; in passato era impiegato anche idrogeno (non più in uso per la pericolosità). Le grandezze caratteristiche dell'aria e del gas di riempimento seguono le medesime leggi di variazione con la quota.

- γ peso specifico aria [N/m³]
- γ' peso specifico del gas di riempimento [N/m³]
- ε rapporto tra i pesi specifici $\varepsilon = \gamma/\gamma' = R'/R = cost$
- z quota [m]
- Q peso complessivo dell'aerostato – peso del gas di riempimento [N]
- Q_{TOT} peso complessivo dell'aerostato (comprensivo di gas di riempimento) [N]
- Q_{gas} peso del gas di riempimento [N]
- V volume dell'aerostato [m³]
- V_{gas} volume del gas imbarcato [m³]

Si hanno due possibili regimi di ascensione:

- **A volume costante** (il pallone è in pienezza al distacco e rilascia gas salendo in quota);
- **A massa di gas costante** (il pallone è floscio al distacco, raggiunge la pienezza in quota e prosegue sino alla massima tangenza in cui sostentazione e peso si equivalgono). La velocità di salita aumenta sino alla quota di pienezza e poi decresce, fino ad annullarsi, alla quota di tangenza. È, in realtà, il solo tipo di ascensione praticabile.

1.3.1 Generalità

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Spinta ascensionale (principio di Archimede)	$P = V(\gamma - \gamma')$	N
Peso specifico aria	$\gamma_{aria} = 12,0133$	N/m ³
Peso specifico idrogeno (H)	$\gamma_H = 0,8286$	N/m ³
Peso specifico elio (He)	$\gamma_{He} = 1,6688$	N/m ³
Spinta ascensionale specifica	$\frac{P}{V} = (\gamma - \gamma')$	N/m ³
Spinta ascensionale specifica H	$\left(\frac{P}{V}\right)_H = 11,15$	N/m ³
Spinta ascensionale specifica He	$\left(\frac{P}{V}\right)_{He} = 10,19$	N/m ³
Peso specifico del gas in quota (vale per aria e per gas di riempimento)	$\gamma_z = \gamma'_0 \left[\frac{T_0 - (0,0065 z)}{T_0} \right]^{4,2568}$	N/m ³
Rapporto tra i pesi specifici	$\varepsilon_H = \frac{\gamma}{\gamma_H} = \frac{R_H}{R} \cong 14,5$	/
	$\varepsilon_{He} = \frac{\gamma}{\gamma_{He}} = \frac{R_{He}}{R} \cong 7,2$	/
Spinta al decollo	$P = Q + m a$	N

1.3.2 Ascensione a volume costante

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Spinta ascensionale	$P = V \gamma \left(1 - \frac{1}{\varepsilon}\right)$	N
Tangenza massima (da ricavare dal valore del peso specifico)	$\gamma_z = \frac{Q}{V} \cdot \frac{1}{1 - \frac{1}{\varepsilon}}$	m
Accelerazione al distacco	$a = \frac{P - Q}{Q_{TOT}/g} = \frac{V \gamma \left(1 - \frac{1}{\varepsilon}\right) - Q}{Q_{TOT}/g}$	m/s ²
Velocità di salita a regime	$w = \sqrt{\frac{P - Q}{\frac{1}{2} \rho S C_R}} = \sqrt{\frac{V \gamma \left(1 - \frac{1}{\varepsilon}\right) - Q}{\frac{1}{2} \rho S C_R}}$	m/s
Superficie del cerchio massimo della sfera di volume V	$S = \pi \cdot \sqrt[3]{\frac{3V}{4\pi}}$	m ²
C_R	Per bassi numeri di Reynolds il fluido è altamente viscoso; si applica alla velocità di salita dell'aerostato. 0,42 Per alti numeri di Reynolds propri dell'aerodinamica; si applica al movimento dell'aerostato per vento.	
	0,21	

1.3.3 Ascensione a massa di gas costante

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Spinta ascensionale (aerostato teorico)	$P = V_{gas} \gamma' \left(\frac{\gamma}{\gamma'} - 1\right) = V_{gas} \gamma' (\varepsilon - 1)$ $= Q_{gas} (\varepsilon - 1)$	N
Quota di pienezza	$z_{pienezza} = \frac{1 - \left(\frac{V_0}{V}\right)^{\frac{1}{4,2568}}}{0,00002256}$	m
Spinta ascensionale (aerostato reale)	$P = V \left[\gamma - \gamma'_0 \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{1}{k}} \right]$ Da cui ricavare il valore di γ per determinare la quota di tangenza	N
Quota di pienezza (aerostato reale)	$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{V_{gas}}{V} \right)^k$ Da cui ricavare il valore di p per determinare la quota di pienezza in aria tipo	m

Si noti che la quota di pienezza così calcolata è valida solo nella troposfera, usando le specifiche leggi dei gas.

1.4 AERODINAMICA DEL VELIVOLO

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Allungamento di un'ala (generico)	$\lambda = \frac{b^2}{S}$	/
Coefficiente di Ostwald	$e = 0,8 \div 0,9$	/
Allungamento di un'ala a pianta generica	$\lambda_e = \lambda e$	/
Coefficiente angolare sperimentale della curva del C_p per un'ala di allungamento infinito	$C'_{P\infty} = 5,73$ $C'_{P\infty} = 0,10$	1/rad 1/°
Coefficiente angolare della retta del C_p per ala di allungamento finito	$C'_p = \frac{C'_{P\infty}}{1 + \frac{C'_{P\infty}}{\pi \lambda_e}}$	1/rad
Coefficiente di portanza	$C_p = C'_p \alpha$	/
Equazione della polare di Prandtl (teorica)	$C_R = C_{R0} + \frac{C_p^2}{\pi \lambda_e}$	/
Coefficiente di resistenza di forma del velivolo	$C_{R0} = C_{R0\,Ala} + C_{R0\,Fus} \frac{S_W}{S} + C_{R0\,Imp} \frac{S_I}{S}$ $+ \left(C_{R0\,Gond} \frac{S_G}{S} \right) n_{Gond}$ + Interf Ove: S = Superficie alare S_W = Superficie bagnata di fusoliera S_I = Superficie impennaggi S_G = Superficie gondola motore	/
	La superficie bagnata di fusoliera (S_W) è la superficie laterale del cilindro ideale avente la medesima sezione trasversale (sezione maestra) della fusoliera in esame, di lunghezza L , moltiplicata per un fattore correttivo φ mediamente assunto pari a 0,95.	
Coefficiente di resistenza di forma (Ala)	$C_{R0\,Ala} = 0,0085 \div 0,0095$	
Coefficiente di resistenza di forma (Fusoliera)	$C_{R0\,Fus} = 0,05 \div 0,08$	
Coefficiente di resistenza di forma (Impennaggi)	$C_{R0\,Imp} = 0,009 \div 0,01$	
Coefficiente di resistenza di forma (Gondole motrici)	$C_{R0\,Gond} \cong 0,055$	
Interferenza	$Interf \cong 0,0002$	

1.4.1 Tracciatura della polare ipotetica del velivolo completo (metodo dei RAeS Data Sheets)

Conoscendo alcune caratteristiche aerodinamiche e dimensionali di un velivolo è possibile tracciare in via predittiva la polare caratteristica del velivolo; la polare tracciata dovrà poi essere sottoposta a verifica sperimentale. I valori che sono alla base dello sviluppo dell'esercizio provengono dai **Data Sheets** della **Royal Aeronautical Society** sviluppati negli anni '30-'40 dello scorso secolo. I principali diagrammi caratteristici, ricavati da tali Data Sheets sono riportati alla

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

fine dello sviluppo dell'esercizio. Su questi grafici il numero di Reynolds è indicato con RE invece del più comune Re.

Lo svolgimento dell'esercizio (corredato di valori numerici) può essere una efficace guida.

Il velivolo in esame è un monoplano di costruzione amatoriale ad ala bassa (profilo NACA 2412), controventata (4 aste sul dorso alare) e carrello fisso.

Il coefficiente di resistenza può essere espresso come somma di diversi addendi; più in dettaglio:

$$C_R = C_{R0} + C_{Ri}$$

Il C_{R0} può essere a sua volta considerato come

$$C_{R0} = C_{R\text{ attrito}} + C_{R\text{ scia}} + C_{R\text{ onda}}$$

Il termine $C_{R\text{ onda}}$ non ha influenza pratica sino a numeri di Mach $\leq 0,6$ e, pertanto, ai fini di questa esercitazione non verrà considerato.

Come è noto il C_{Ri} vale:

$$C_{Ri} = \frac{C_P^2}{\pi \lambda_e}$$

indicando con λ_e l'allungamento effettivo dell'ala ottenuto con l'introduzione del coefficiente di Ostwald (usualmente 0,9). Tale relazione può essere ritenuta sicuramente valida per il tratto rettilineo del diagramma $C_P-\alpha$, cioè sino ad un valore di $C_P \approx 0,8 C_{P\text{ max}}$.

Non influendo la resistenza di onda, si può considerare il C_R in funzione esclusivamente del numero di Reynolds.

Per determinare in prima approssimazione il coefficiente di resistenza di un aeromobile si può utilizzare il "metodo di Froude". Tale metodo, derivato dall'ingegneria navale, consiste nel basare le proprie valutazioni su dati disponibili e riferiti a forme semplici (lastre piane, fusi) e ipotizzando che il coefficiente di attrito del corpo in esame sia uguale a quello di una lastra piana (o di un fuso) di uguale superficie bagnata, uguale rugosità ed uguale numero di Reynolds.

Per completare il quadro deve essere tenuto presente anche il punto di transizione (espresso in % della lunghezza del corpo) tra regime laminare e turbolento. Il coefficiente di resistenza di attrito riferito alla superficie bagnata è presentato nel diagramma di figura 1.

La polare può essere ottenuta a partire da quella dell'ala, sommando ai C_R di questa i C_R della fusoliera, degli impennaggi, dei montanti, del carrello e di altri elementi di interferenza.

Si definiscono le condizioni nella quali si studia il problema; in questo caso si ipotizzano:

- Velocità di crociera: $V = 125 \text{ km/h} = 34,72 \text{ m/s}$
- Viscosità cinematica dell'aria a 100 m di quota: $\nu = 14,65 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$

1.4.1.1 Determinazione del C_{R0} dell'ala

Il C_{R0} è il $C_{R\text{ min}}$ che si ha in condizioni di portanza nulla ($C_P = 0$); lo si considera composto dalla somma di altri coefficienti di resistenza:

$$C_{R0} = C_{R\text{ attrito}} + C_{R\text{ scia}} + C_{R\text{ onda}}$$

Utilizzando il metodo dei "Data Sheet" della Royal Aeronautical Society (R.Ae.S.) è possibile derivare il C_{R0} dal $C_{R\text{attrito}}$.

Le caratteristiche dell'ala in esame sono:

- Superficie alare: $S = 9,29 \text{ m}^2$
- Apertura alare: $b = 7,315 \text{ m}$
- Allungamento: $\lambda = 5,75$
- Corda media (caso costante in quanto l'ala è a pianta rettangolare): $l_m = 1,27 \text{ m}$

Il numero di Reynolds (Re) nelle condizioni di studio ipotizzate vale:

$$Re = \frac{V l_m}{\nu} = \frac{34,72 \cdot 1,27}{14,56 \cdot 10^{-6}} = 3,01 \cdot 10^6$$

ove i simboli rappresentano grandezze già introdotte.

Determiniamo il C_{R0} di una piastra piana di pari superficie con transizione sul bordo d'attacco (moto turbolento). Dal grafico di figura 2 si legge (evidenziati i valori del caso):

$$C_{R\text{attrito}} = 0,0073$$

Si entra nel grafico di figura 1 sull'asse delle ascisse in corrispondenza del numero di Reynolds calcolato e si prosegue (in verticale) sino ad intercettare la linea obliqua superiore (tutto turbolento); da questa si passa a leggere il valore corrispondente sull'asse delle ordinate apprezzato in 0,073.

Si consideri ora il fattore di forma λ_F che permetterà di passare a valutare il C_{R0} dell'ala. Tale fattore si ricava dal grafico di figura 3 a partire dallo spessore percentuale (in questo caso costante per ogni sezione) con transizione sul bordo d'attacco (evidenziati i valori del caso).

$$\lambda_F = 1,365$$

Lo spessore è del 12% (NACA 2412); si entra sull'asse delle ascisse (rapporto spessore/corda) in corrispondenza del valore 0,12 e si sale sino ad intercettare la curva superiore identificata con L.E. (Leading Edge) che si riferisce alla transizione sul bordo d'attacco; da qui si legge il valore di λ_F corrispondente sull'asse delle ordinate.

Pertanto:

$$C_{R0} = C_{R\text{attrito}} \cdot \lambda_F = 0,073 \cdot 1,365 = 0,0100$$

1.4.1.2 Determinazione del C_{R0} della fusoliera

I "Data Sheets" già citati prendono in considerazioni fusi di rivoluzione; nel caso ipotizzato la sezione è quadrata con le dimensioni di seguito riportate (riferite alla sezione maestra):

Lunghezza: $L = 5,49 \text{ m}$ (18 ft);

- Larghezza: $l = 0,61 \text{ m}$;
- Altezza: $h = 0,85 \text{ m}$

L'area trasversale vale:

$$A = 0,61 \cdot 0,85 \cong 0,52 \text{ m}^2$$

e, rapportata ad una sezione circolare si ha:

$$0,52 = \pi \cdot \frac{d^2}{4}$$

da cui si ottiene un diametro equivalente

$$d_e \cong 0,81 \text{ m}$$

La superficie bagnata di fusoliera vale:

$$S_W = \varphi \pi d_e L$$

Assumendo $\varphi = 0,95$ si ottiene:

$$S_W = \varphi \pi d_e L = 0,95 \cdot \pi \cdot 0,81 \cdot 5,49 \cong 13,27 \text{ m}^2$$

La snellezza risultante vale: $d/L \cong 0,148$, ulteriormente arrotondato a 0,15.

Il numero di Reynolds risultante vale:

$$R_e = \frac{V L}{\nu} = \frac{34,72 \cdot 5,49}{14,65 \cdot 10^{-6}} = 13,01 \cdot 10^6$$

Da grafico di figura 5 è possibile ricavare il C_{R0} del fuso di pari snellezza, con transizione turbolenta al 20% della lunghezza:

$$C_{R0 \text{ fuso}} = 0,00275$$

Si entra sull'asse delle ascisse (numero di Reynolds, RE) in corrispondenza del valore $13 \cdot 10^6$ e si sale sino ad intercettare la curva identificata con 0,15; da qui si legge il valore di C_R corrispondente sull'asse delle ordinate.

Per passare dai fusi di rivoluzione (ai quali si riferiscono le curve di figura 4) alle fusoliere è opportuno introdurre un fattore di forma, in modo del tutto analogo a quanto visto per l'ala.

Il fattore di forma λ_F viene assunto, in via precauzionale, pari a 1,6 in quanto si tratta di una estrapolazione del metodo utilizzato per le ali applicato alle fusoliere. Si tenga presente che il Royal Aircraft Establishment (R.A.E.) ha prodotto dei grafici che rappresentano i C_R TOTALI per le fusoliere.

Si può allora stimare il $C_{R0 \text{ fusoliera}}$ come:

$$C_{R0 \text{ fusoliera}} = C_{R0 \text{ fuso}} \cdot \lambda_F = 0,00275 \cdot 1,6 = 0,004$$

tale valore deve però essere riferito alla superficie alare, per cui:

$$C_{R0 \text{ fusoliera (ala)}} = C_{R0 \text{ fusoliera}} \cdot \frac{S_W}{S} = 0,004 \cdot \frac{13,27}{9,29} = 5,7 \cdot 10^{-3} = 0,0057$$

1.4.1.3 Determinazione del C_{R0} degli impennaggi, metodo empirico

Sono noti i seguenti dati caratteristici:

- Superficie impennaggio orizzontale: $S_O = 1,373 \text{ m}^2$;
- Superficie impennaggio verticale: $S_V = 0,752 \text{ m}^2$;
- Superficie totale impennaggi: $S_T = 2,125 \text{ m}^2$ (ottenuta sommando i due valori sopra riportati).

Il valore del C_{R0} per gli impennaggi è maggiore di quello dell'ala poiché il loro numero di Reynolds è minore e sono caratterizzati da sporgenze, fessure ed altre fonti di disturbo aerodinamico.

Supponendo un incremento del 15%, si ha:

$$C_{R0 \text{ impennaggi}} = 1,15 \cdot C_{R0 \text{ ala}} \cdot \frac{S_T}{S} = 1,15 \cdot 0,0100 \cdot \frac{2,125}{9,29} = 0,0026$$

1.4.1.4 Determinazione del C_{R0} dei montanti

In mancanza di dati precisi si suppone che le dimensioni dei 4 montanti siano:

- Lunghezza: $L_m = 0,8 \text{ m}$;

- Larghezza: $l_m = 0,06 \text{ m}$;
- Altezza: $h_m = 0,04 \text{ m}$.

L'influenza di dati precisi sarebbe minima, possono perciò essere calcolati, col metodo del "Data Sheet", come elementi isolati con profilo biconvesso simmetrico.

Per i 4 montanti il C_{R0} complessivo vale:

$$C_{R0 \text{ montanti (compl)}} = 0,111$$

La superficie dei montanti viene valutata:

$$S_{\text{montanti}} = 4(L_m \cdot l_m) = 4 \cdot (0,8 \cdot 0,06) = 0,048 \text{ m}^2$$

Tale C_{R0} riferito alla superficie alare diventa:

$$C_{R0 \text{ montanti (ala)}} = C_{R0 \text{ montanti (compl)}} \cdot \frac{S_{\text{montanti}}}{S} = 0,111 \cdot \frac{0,048}{9,29} \cong 5,7 \cdot 10^{-4} = 0,00057$$

1.4.1.5 Determinazione del C_{R0} del carrello

Dalla valutazione dei dati in possesso, compresa la stima dimensionale e volumetrica del carrello, si stima che:

$$C_{R0 \text{ carrello}} = 0,28$$

e che la superficie del carrello esposta all'aria sia:

$$S_{\text{carrello}} = 0,122 \text{ m}^2$$

riferito all'ala si ottiene:

$$C_{R0 \text{ carrello (ala)}} = C_{R0 \text{ carrello}} \cdot \frac{S_{\text{carrello}}}{S} = 0,28 \cdot \frac{0,122}{9,29} = 3,7 \cdot 10^{-3} = 0,0037$$

1.4.1.6 Determinazione delle interferenze

Dalla valutazione dei dati in possesso si stima che:

$$C_{R0 \text{ interferenze}} = 0,0030$$

1.4.1.7 Determinazione del C_{R0} del velivolo completo

Il C_{R0} del velivolo completo viene calcolato sommando tutti i C_{R0} sino ad ora valutati e vale, pertanto:

$$C_{R0 \text{ velivolo}} = 0,0256$$

Con tale valore, con la consueta formula di Prandtl, si deduce l'equazione della polare:

$$C_R = 0,0256 + \frac{C_P^2}{\pi \lambda_e}$$

1.4.2 RAeS Data Sheets (estratto)

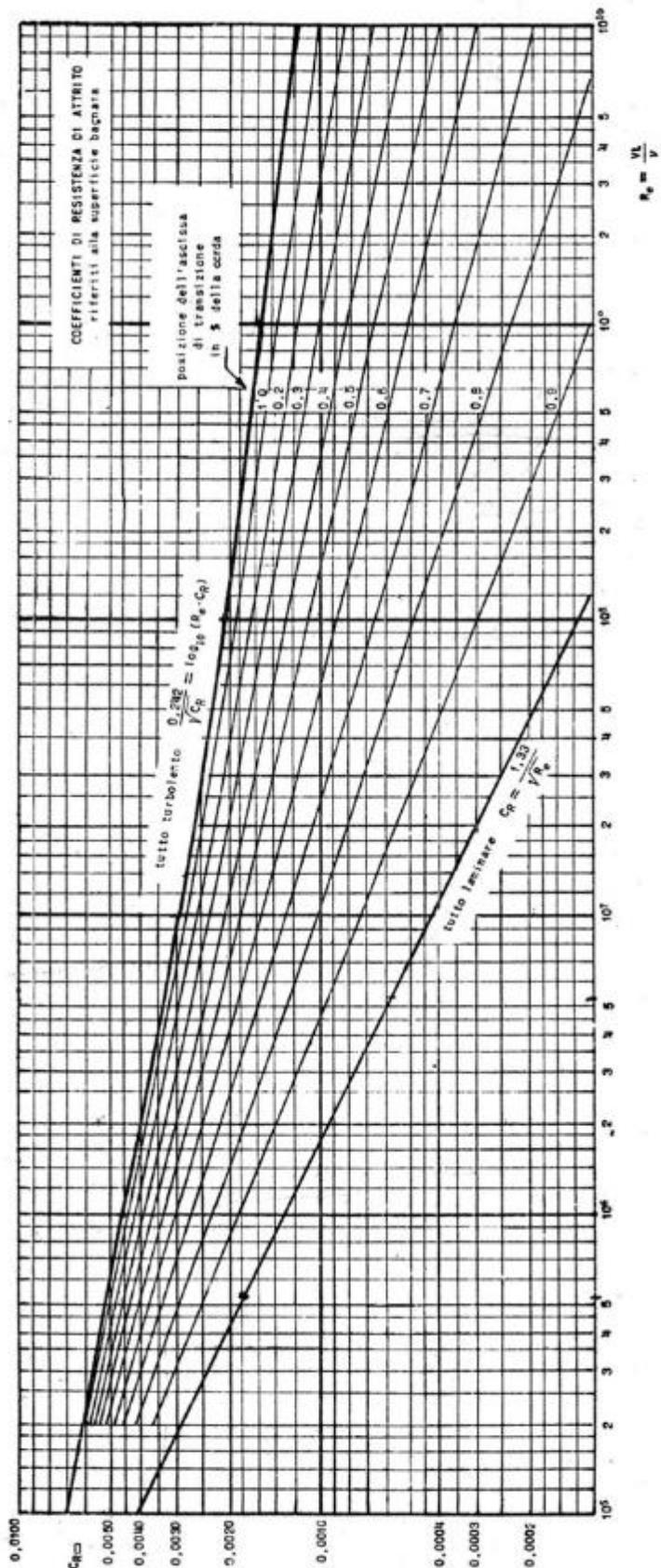


Fig. 1: Coefficiente di resistenza di attrito riferito alla superficie bagnata

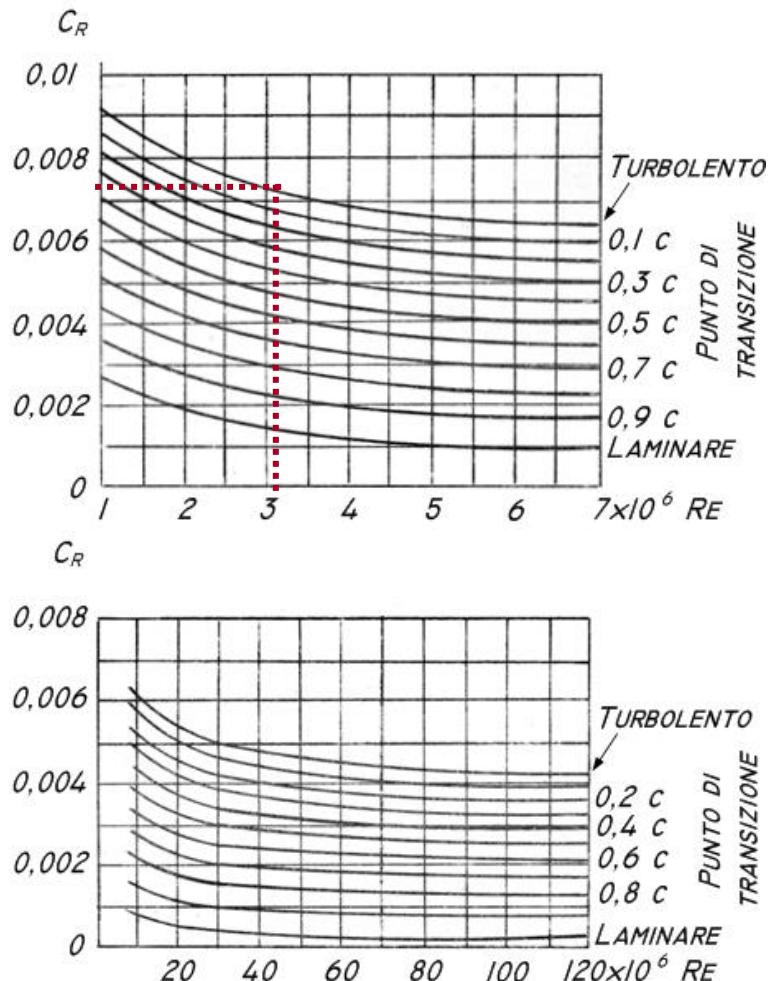


Fig. 2: Coefficienti di resistenza di una piastra piana ad incidenza nulla, riferiti alla superficie della piastra (1/2 della superficie bagnata)

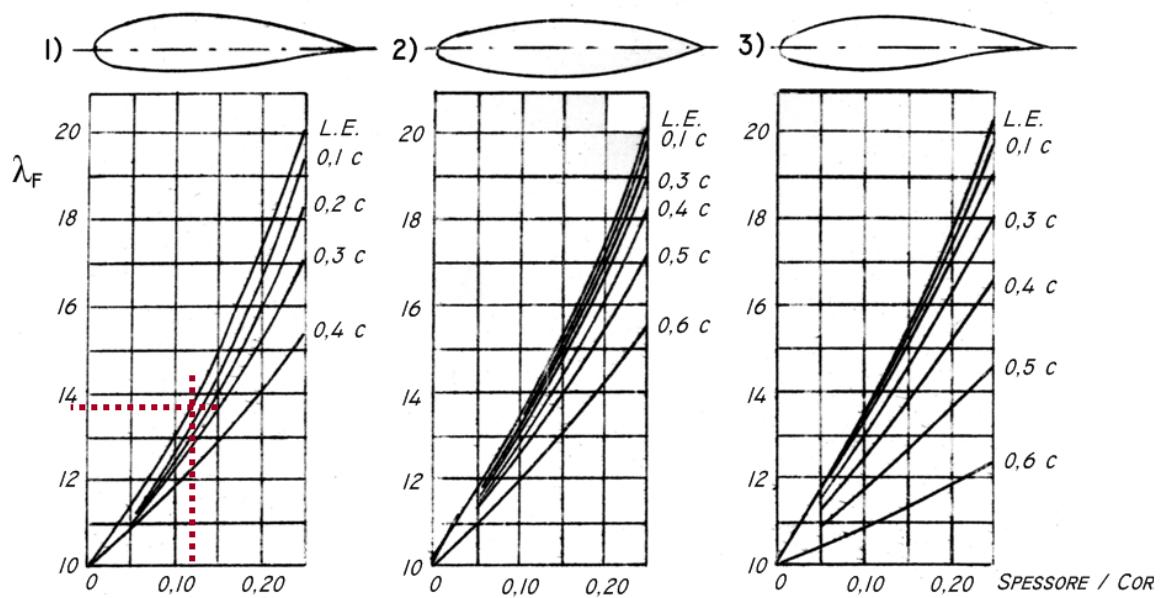


Fig. 3: Coefficiente di resistenza di ali lisce
 1) profilo normale, spessore massimo al 30% della corda
 2) profilo con bordo di uscita convesso
 3) profilo con spessore massimo al 40 % della corda e bordo di uscita a cuspide

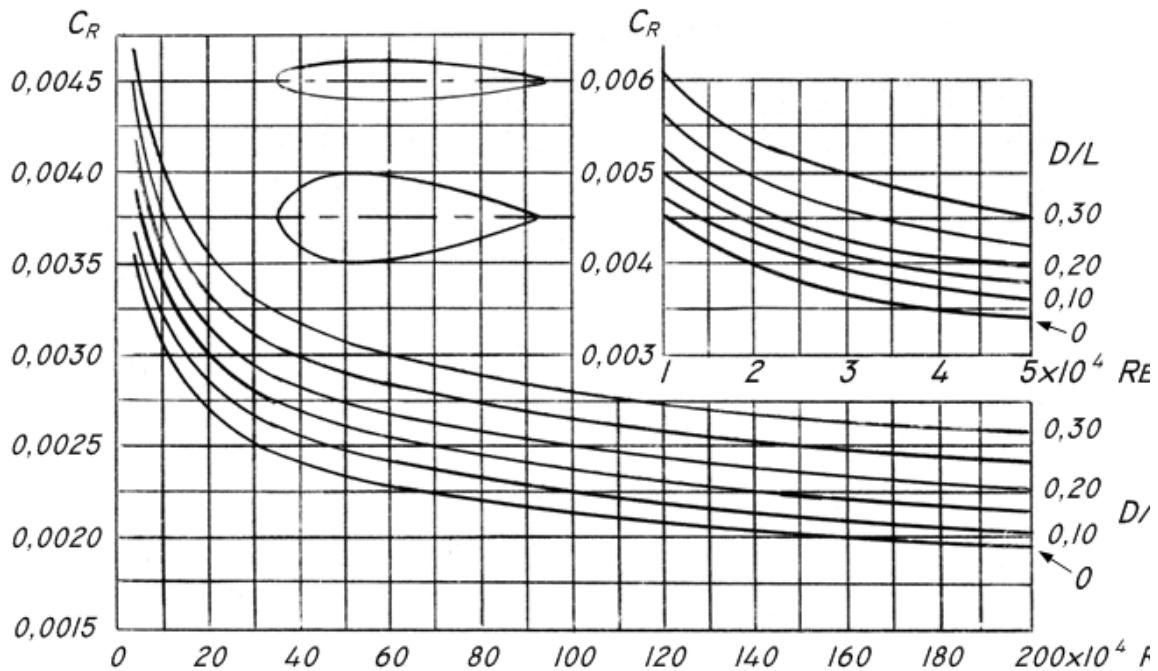


Fig. 4: Coefficienti di resistenza di fusi aerodinamici (transizione all'estrema prora)

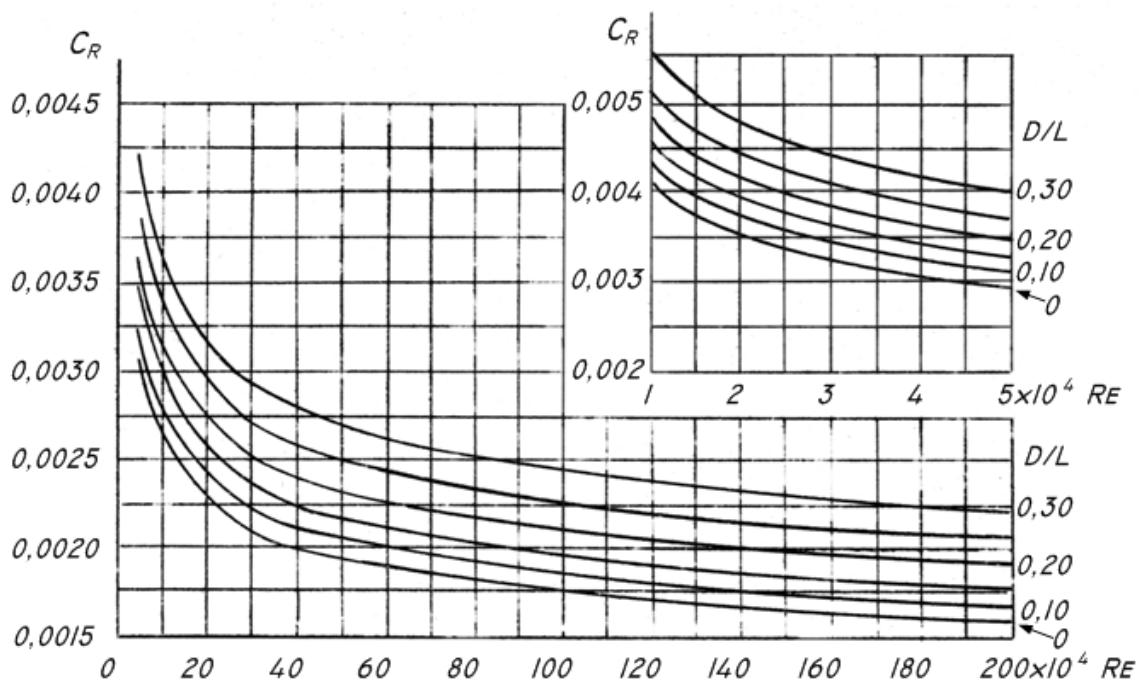


Fig. 5: Coefficienti di resistenza di fusi aerodinamici (transizione al 20% della corda)

1.4.3 Profili alari

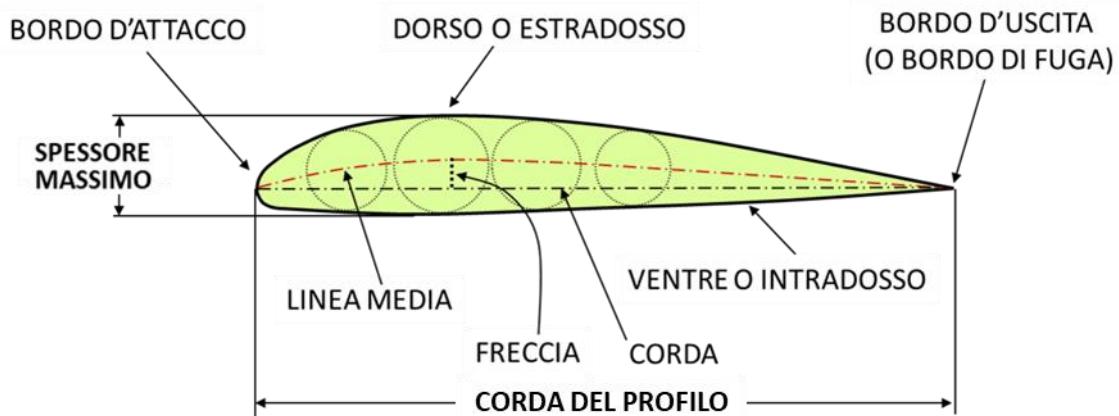
1.4.3.1 Classificazione

I profili alari vengono essenzialmente classificati in funzione del loro aspetto e del loro impiego. Il prospetto che segue indica la classificazione normalmente accettata; altre classificazioni possono essere più specifiche, entrando in merito alle velocità ed ai numeri di Reynolds d'impiego.

Il prospetto seguente presenta profili alari puramente indicativi.

PROFILO	DESCRIZIONE	NOTE
	Profilo simmetrico	Utilizzato per la deriva di tutti gli aeromobili; spesso usato su velivoli acrobatici, montato con calettamento positivo.
	Profilo asimmetrico, piano convesso	Famosi i profili Clark Y (1920 circa), utilizzati anche per eliche.
	Profilo asimmetrico, biconvesso	Di impiego comune su velivoli di aviazione generale.
	Profilo asimmetrico, concavo - convesso	Spesso impiegato "capovolto" per generare deportanza.
	Profilo laminare	Ritarda il distacco dello strato limite (spessore massimo arretrato) grazie all'arretramento del punto di massima curvatura.
	Profilo laminare supercritico	Idoneo all'impiego nel campo transonico, ha forme apparentemente poco idonee a generare portanza.
	Profilo supersonico	Bordo d'attacco e di fuga a spigolo vivo, idealmente si presenta come un rombo schiacciato.

1.4.3.2 Parti del profilo



ELEMENTO	DESCRIZIONE
Corda del profilo	Segmento rettilineo che congiunge il bordo d'attacco col bordo d'uscita. È l'elemento rispetto al quale il profilo è disegnato (le ordinate positive e negative sono espresse in percentuale della corda). Rispetto alla corda vengono valutati il calettamento e l'incidenza del profilo.
Spessore	Lo spessore del profilo è uno degli elementi caratteristici del profilo stesso e viene espresso in percentuale della corda. La classificazione NACA permette di avere immediatamente l'indicazione dello spessore massimo e della sua posizione.
Linea media	Linea che determina la curvatura del profilo, è ottenuta collegando i centri delle circonferenze (immaginarie) tangentи al profilo lungo tutto il suo sviluppo (nel disegno sono state indicate solamente alcune circonferenze).
Freccia	Distanza tra la corda e la linea media, interessante il suo valore massimo che permette di visualizzare la curvatura del profilo. In inglese camber.

1.4.3.3 Profili NACA, interpretazione della sigla

I profili NACA sono caratterizzati da un codice numerico che permette di apprezzare immediatamente alcuni elementi caratteristici.

1.4.3.3.1 Profili NACA 4 cifre (NACA XXXX)

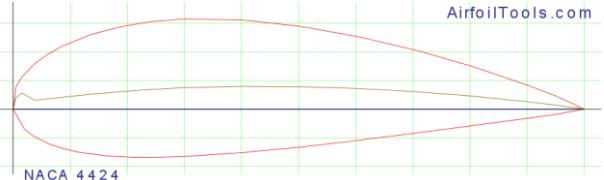
Si tratta della prima "famiglia" di profili elaborati dalla NACA.

Xxx la **prima** cifra indica la freccia del profilo (che ne determina la curvatura) in percentuale della corda

xXXX la **seconda** cifra indica la posizione della freccia massima in decimi della corda

xxXX la **terza e quarta** cifra indicano lo spessore massimo del profilo in percentuale della corda

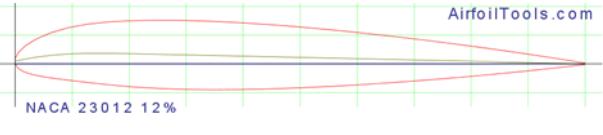
PROFILO	ILLUSTRAZIONE	DESCRIZIONE
NACA 2415		Spessore massimo pari al 15% della corda, freccia del 2% posizionata al 40% della corda
NACA 0009		Profilo simmetrico (freccia = 0), spessore massimo pari al 9% della corda

PROFILO	ILLUSTRAZIONE	DESCRIZIONE
NACA 4424	 NACA 4424	Profilo con spessore massimo pari al 24 % della corda, freccia pari al 4%, posizionata al 40% della corda

1.4.3.3.2 Profili NACA 5 cifre (NACA XXXXX)

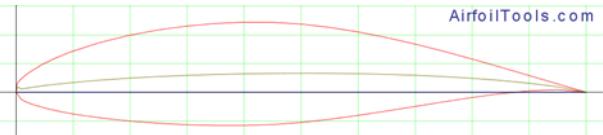
La codifica dei profili NACA 5 cifre è più complessa ma abbastanza simile ai 4 cifre, ma la freccia è definita in modo differente.

- Xxxxx la **prima** cifra, moltiplicata per 0,15, indica il coefficiente di portanza di progetto
- xXXxx la **seconda** e la **terza** cifra, divise per 2, indicano la posizione della freccia massima in percentuale della corda
- xxxXX la **quarta** e **quinta** cifra indicano il valore dello spessore massimo espresso in percentuale della corda

PROFILO	ILLUSTRAZIONE	DESCRIZIONE
NACA 23012	 NACA 23012 12%	Spessore massimo pari al 12% della corda, coefficiente di portanza di progetto pari a 0,3, freccia massima posizionata al 15 % della corda

1.4.3.3.3 Profili NACA delle serie 6 - 7 - 8

Le serie 6 – 7 – 8 furono disegnate per evidenziare alcune caratteristiche aerodinamiche particolari. La decifrazione della sigla è abbastanza complessa, se ne riporta un solo esempio.

PROFILO	ILLUSTRAZIONE	DESCRIZIONE
NACA 65 ₃ -618	 NACA 65(3)-618	Posizione del punto di minima pressione (in decimi della corda) è indicato dalla seconda cifra (50%), il pedice 3 indica che il coefficiente di resistenza è ai valori minimi in un intorno di ± 0,3 rispetto al coefficiente di portanza di progetto; la cifra seguente (6) indica il coefficiente di portanza di progetto in decimi e le ultime due cifre indicano lo spessore relativo (18).

Il **coefficiente di portanza di progetto** è il coefficiente di portanza corrispondente ad un angolo di incidenza ideale per il quale la velocità del flusso d'aria, al punto di attacco del profilo, è uguale per entrambe le facce (superiore e inferiore) del profilo stesso.

1.4.3.4 Scelta del profilo

La scelta del profilo deve tenere in debita considerazione tanto gli aspetti aerodinamici che strutturali. Si tenga presente che, per un velivolo di prestazioni non spinte, la variazione dello spessore del profilo incide in maniera marginale sulla resistenza aerodinamica totale; tale variazione può però avere importanti ricadute sugli aspetti costruttivi/strutturali.

Molto spesso si utilizzano architetture costruttive che prevedono:

- Corda variabile, per la realizzazione di ali rastremate, sino a giungere all'ala trapezia;
- Profili svergolati (soprattutto con profili biconvessi), in cui l'incidenza diminuisce, fino a diventare negativa, all'estremità al fine di ritardare lo stallo all'estremità e dare maggiore autorità agli alettoni;
- Profili variabili tra la radice alare e l'estremità

Nel seguito alcune considerazioni riferite a velivoli leggeri nei quali la scelta di un profilo alare è strettamente legata al progetto strutturale:

- per la necessità di un longherone capace di ospitare carrelli retrattili, ma soprattutto di avere una sufficiente altezza tale da permettere una struttura forte e leggera, perciò profili con un certo spessore;
- per la necessità di bassi carichi strutturali derivanti dal momento torcente di un profilo, perciò profili con un coefficiente di momento quasi nullo o nullo per velivoli veloci.

Una volta soddisfatte queste due richieste il profilo dovrà essere progettato-scelto con un basso $C_{R\theta}$, compatibilmente con la necessità di uno stallo dolce e possibilmente con un C_{Pmax} alto.

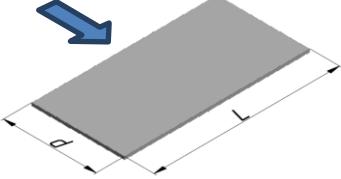
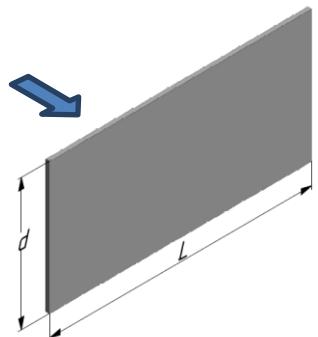
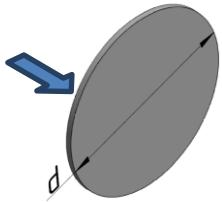
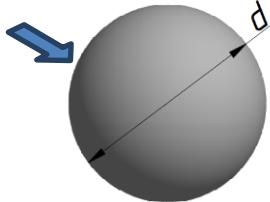
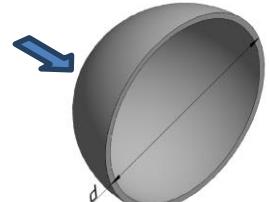
I profili più usati in passato furono:

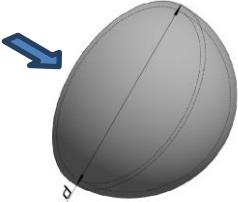
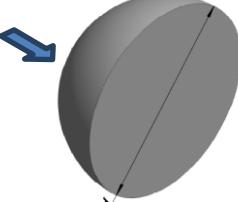
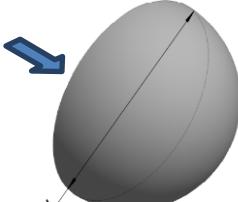
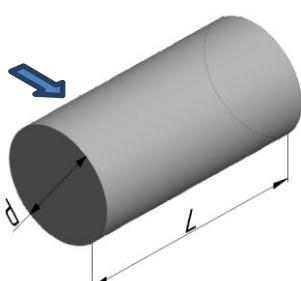
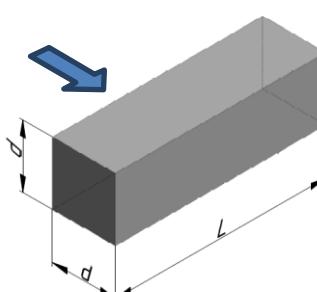
- NACA 4412, NACA 4415 e NACA 2412 per i velivoli a medie prestazioni;
- NACA 23009 e NACA 23021 per i velivoli ad alte prestazioni.

I motivi delle scelte:

- NACA 4412 – NACA 4415 – NACA 2412: Ottimi per ali a pianta rettangolare, consentono la progettazione di fusoliere in modo agevole, consentono una buona struttura e un buon comportamento allo stallo.
- NACA 23009 – NACA 23021: Considerati tra i migliori per aerei da guerra all'inizio della 2^a GM, questa famiglia di profili consente carichi torcenti quasi nulli, un'ottima entrata in stallo ed uscita dalla vite per ali rastremate se utilizzati come da progetto originale. NACA 23021 (ad elevato spessore) alla radice e NACA 23009 come profilo d'estremità (in transizione continua); l'uso di un solo profilo della famiglia per tutta l'ala rastremata non sarebbe una scelta ottimale in quanto si andrebbe incontro allo stallo repentino del profilo all'estremità.

1.4.4 Coefficienti di resistenza aerodinamica per corpi semplici isolati

Oggetto	C_R	Numeri di Reynolds (Re)	Lunghezza caratteristica	Area caratteristica
Lastra piana (tangenziale) 	$1,33 (Re)^{-1/2}$	Laminare	d	Area della superficie della lastra
	$0,074 (Re)^{-1/5}$	$Re < 10^7$		
Lastra piana (ortogonale) 	L/d	C_R	$Re > 10^5$	Area della superficie della lastra
	1	1,18		
	5	1,2		
	10	1,3		
	20	1,5		
	30	1,6		
	∞	1,95		
Disco circolare 	1,17	$Re > 10^3$	d (diametro)	
Sfera 	$24 (Re)^{1/2}$	$Re < 1$	d (diametro)	Area proiettata
	0,47	$10^3 < Re < 3 \cdot 10^5$		
	0,2	$Re > 3 \cdot 10^5$		
Emisfera cava 	0,34	$10^4 < Re < 10^6$	d (diametro)	Area proiettata

Oggetto	C_R	Numeri di Reynolds (Re)	Lunghezza caratteristica	Area caratteristica	
Emisfera cava 	1,42	$10^4 < \text{Re} < 10^6$	d (diametro)	Area proiettata	
Emisfera solida 	0,42	$10^4 < \text{Re} < 10^6$	d (diametro)	Area proiettata	
Emisfera solida 	1,17	$10^4 < \text{Re} < 10^6$	d (diametro)	Area proiettata	
Cilindro circolare 	L/d	C_R	$10^3 < \text{Re} < 10^5$	Area proiettata	
		1			
		5			
		10			
		20			
		30			
		∞			
Cilindro a base quadrata 	2,0	$\text{Re} > 3,5 \cdot 10^4$	d (lato del quadrato)	Area proiettata	

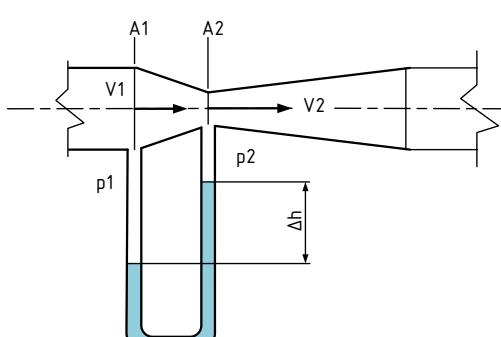
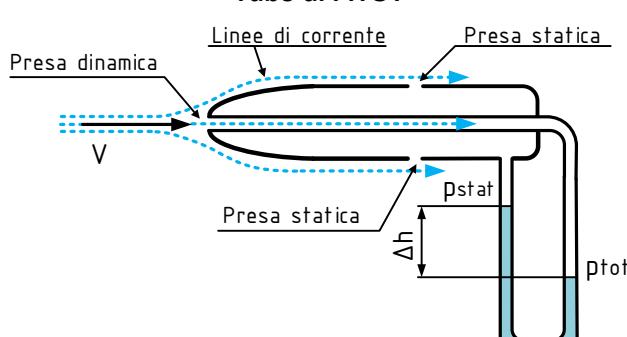
N.B.: Con la freccia di colore azzurro è indicato il flusso d'aria che investe il corpo

1.4.4.1 Numero di Reynolds

Numero di Reynolds	$Re = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{VL}{\nu}$	--
	ove V velocità del flusso d'aria [m/s] L dimensione caratteristica [m] ν viscosità cinematica [m^2/s]	
Flusso laminare	$Re < 5 \cdot 10^5$	
Flusso turbolento	$Re > 5 \cdot 10^6$	
Flusso di transizione	$5 \cdot 10^5 < Re < 5 \cdot 10^6$	

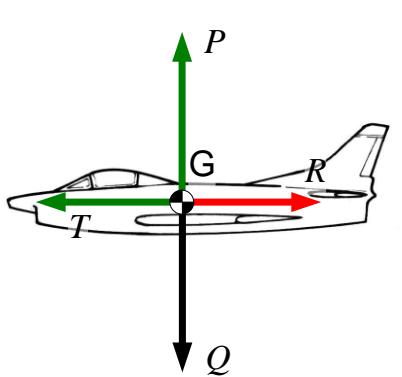
1.5 FLUIDODINAMICA

Le ipotesi di seguito avanzate sono valide sino che l'aria si comporta come un fluido incompressibile e viscoso e che il suo moto sia stazionario e irrotazionale. L'ipotesi di incompressibilità è pienamente accettabile sino a velocità pari a $M=0,3$ circa, velocità alla quale si hanno variazioni di densità inferiori o uguali al 5% del valore di riferimento (densità del fluido immobile).

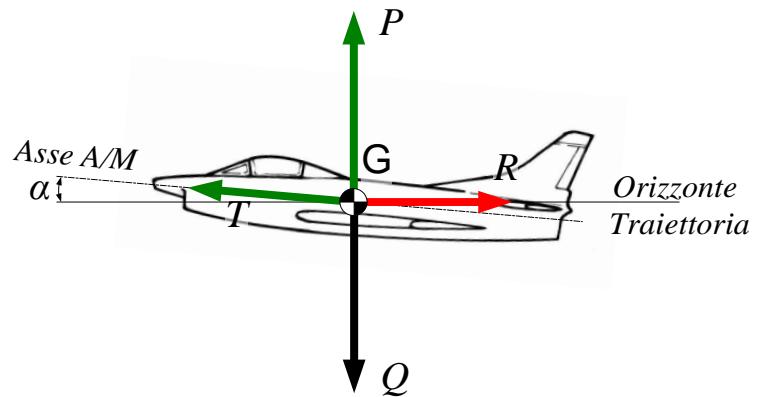
OGGETTO	RELAZIONE
Legge della continuità (per un fluido incompressibile in moto stazionario)	$A \cdot V = \text{costante}$ $A_1 V_1 = A_2 V_2$
Teorema di BERNOULLI (per un fluido incomprimibile in moto stazionario)	$p_{tot} = p_s + p_d = \text{costante}$ $p_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = p_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2$
Tubo di VENTURI 	$p_1 - p_2 = 2 \cdot \gamma \cdot \Delta h$ da cui $V_1 = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma \cdot \Delta h}{\rho \left[\left(\frac{A_1}{A_2} \right)^2 - 1 \right]}}$ in alternativa $V = \sqrt{\frac{2 \cdot (p_1 - p_2)}{\rho \left[\left(\frac{A_1}{A_2} \right)^2 - 1 \right]}}$
Tubo di PITOT 	$p_{din} = \frac{1}{2} \rho V^2 = \gamma \cdot \Delta h$ da cui $V = \sqrt{\frac{2 \cdot (p_{tot} - p_s)}{\rho}}$ in alternativa $V = \sqrt{\frac{2 \cdot \gamma \cdot \Delta h}{\rho}}$

N.B.: Nelle figure soprastanti con γ si è indicato il peso specifico del fluido contenuto nel manometro differenziale.

1.6 VOLO RETTILINEO, ORIZZONTALE, UNIFORME (V.R.O.U.)



Schema delle forze V.R.O.U.
 situazione semplificata

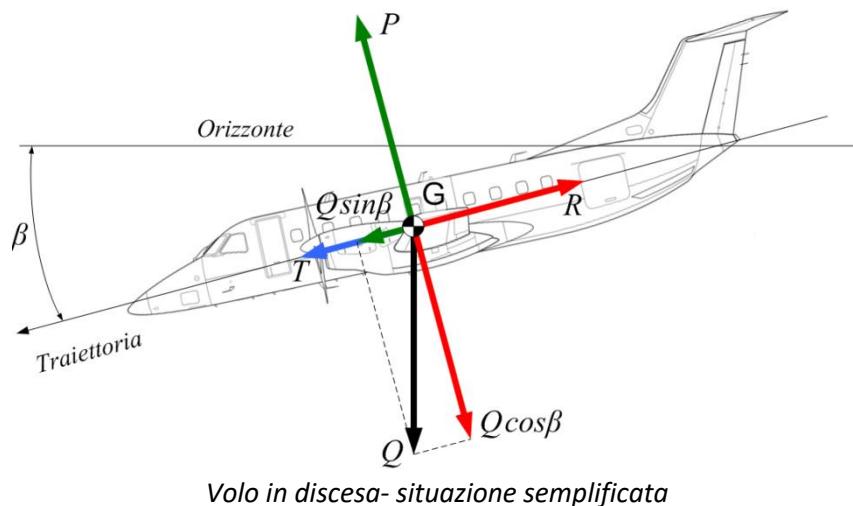
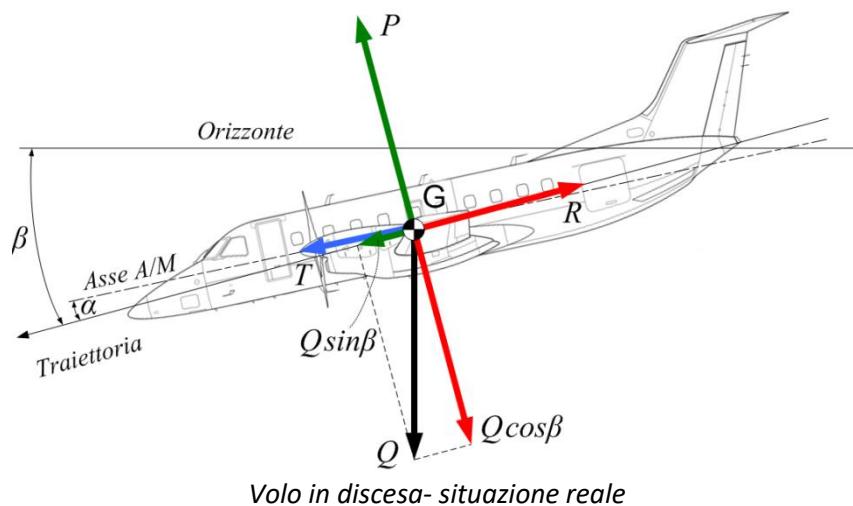
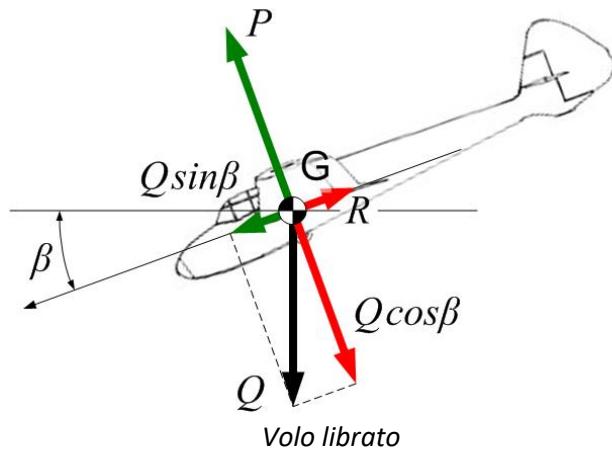


Schema delle forze V.R.O.U.
 situazione reale

- Essendo α piccolo, la direzione della Trazione T (idealmente giacente sull'asse A/M) può essere considerata coincidente con la traiettoria ($\cos \alpha \approx 1$)
- La trattazione che segue è riferita alla situazione semplificata, ipotizzando tutte le forze agenti nel baricentro dell'aeromobile.

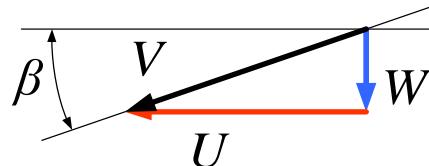
OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Condizioni di equilibrio V.R.O.U.	$P = Q$ $R = T$ $M = 0$	N N Nm
Portanza	$P = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_P$	N
Resistenza	$R = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_R$	N
Momento aerodinamico	$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_M \cdot l$	Nm
Efficienza	$E = \frac{P}{R} = \frac{C_P}{C_R}$	/
Velocità sulla traiettoria	$V = \sqrt{\frac{2Q}{\rho S C_P}} = \sqrt{\frac{2 \cdot \frac{Q}{S}}{\rho C_P}}$	m/s
Velocità vera	$V = V_{indicata} \frac{1}{\sqrt{\delta}}$	m/s

1.7 VOLO LIBRATO/VOLO IN DISCESA



- Essendo α piccolo, la direzione della Trazione T (che si suppone giacente sull'asse dell'aeromobile) può essere considerata coincidente con la traiettoria ($\cos \alpha \approx 1$)
- La trattazione che segue è riferita alla situazione semplificata, ipotizzando tutte le forze agenti nel baricentro dell'aeromobile.
- ATTENZIONE: α è sempre (concettualmente) diverso da β anche se il loro valore numerico fosse uguale.

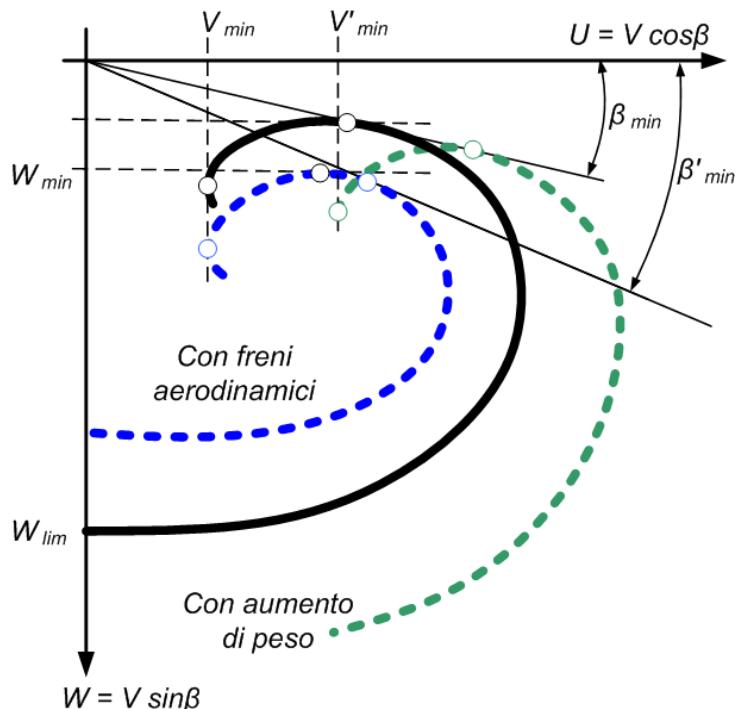
OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Condizioni di equilibrio Volo librato	$P = Q \cos \beta$ $R = Q \sin \beta$	N N
Condizioni di equilibrio Volo in discesa	$P = Q \cos \beta$ $R = Q \sin \beta + T$	N N
Efficienza	$E = \frac{C_P}{C_R} = \frac{1}{\tan \beta}$	/
Efficienza massima	$E_{max} = \frac{1}{\tan \beta_{min}}$	/
Angolo di rampa	$\beta = \tan^{-1} \frac{1}{E}$	°; rad
Spazio percorribile in volo librato	$s = z E$	m
Spazio percorso in volo librato	$\Delta s = \Delta z E$	m
Assetto per angolo di rampa minimo	E_{max}	/
Velocità limite (affondata con $\beta=90^\circ$)	$V_{lim} = \sqrt{\frac{2 Q}{\rho S C_{R0}}} = \sqrt{\frac{2 Q/S}{\rho_0 C_{R0}}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\delta}}$	m/s



Triangolo delle velocità (discesa)

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Velocità sulla traiettoria	$V = \sqrt{\frac{2 Q \cos \beta}{\rho S C_P}} = \sqrt{\frac{2 Q \cos \beta}{\rho C_P}}$	m/s
Velocità verticale(ascensionale)	$W = V \sin \beta$	m/s
Velocità orizzontale	$U = V \cos \beta$	m/s

1.7.1 Odografa in aria calma ed in aria non immobile



Odografa del moto ed influenza dei freni aerodinamici e dell'aumento del peso

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Assetto di minimo angolo di rampa	$E_{max} = \frac{\sqrt{C_{R0} \pi \lambda}}{2 C_{R0}} = 0,886 \sqrt{\frac{\lambda}{C_{R0}}}$	/
Assetto di minima velocità discensionale	$(E \sqrt{C_P})_{max}$	/
Minima velocità discensionale	$W = \sqrt{\frac{2 Q}{S \rho_0}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\delta}} \cdot \frac{1}{E \sqrt{C_P}} \text{ (per } \cos \beta \approx 1)$	m/s

1	2	3	4	5	6	7
C_P	C_R	$E = \frac{C_P}{C_R}$	β	V	W	U

Tabella per la tracciatura dell'odografa del moto

1.7.1.1 Indicazioni per la tracciatura dell'odografa

L'odografa o polare delle velocità, è un diagramma avente in ascisse la velocità di volo orizzontale (U) ed in ordinata quella verticale (W). Il nome "polare delle velocità" proviene dalle proprietà di cui gode il diagramma (nel caso in cui U e W siano riportate con la medesima scala).

I dati necessari per tracciarla sono il carico alare e la polare aerodinamica.

Si deve avere quindi a disposizione la polare sperimentale, le coppie C_P e C_R ; se la polare è espressa mediante la sua equazione analitica, si danno valori arbitrari a C_P (colonna 1) e si

determinano i corrispondenti C_R (colonna 2) dopo aver apportato le correzioni empiriche in corrispondenza del $C_P \max$. In colonna 3 viene riportato il valore dell'efficienza ($E = \frac{C_P}{C_R}$) ed in colonna 4 l'angolo $\beta = \arctg \frac{C_R}{C_P}$

Le velocità sono poi calcolabili con le formule analizzate nel capitolo della velocità del velivolo ascensionale.

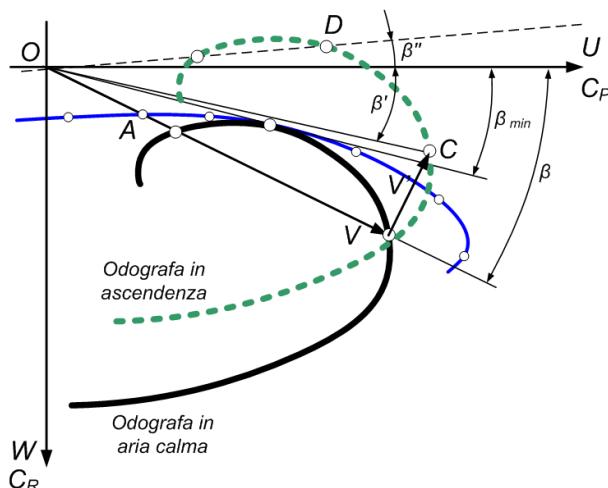
L'odografa permette di avere in un unico diagramma il comportamento del velivolo in volo librato in tutto il campo degli angoli di rampa β fisicamente possibili. Il punto di tangenza dell'odografa con la retta passante per l'origine individua il $\beta_{min} = \arctg \frac{1}{E_{max}}$ e di conseguenza il corrispondente E_{max} di conseguenza.

Il punto di tangenza della curva con la retta orizzontale individua invece W_{min} , corrispondente all'assetto dell'indice di quota massimo.

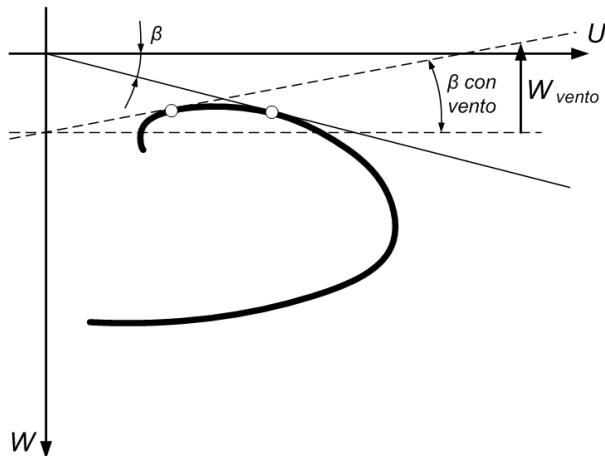
1.7.1.2 Volo librato in aria non immobile

Con riferimento alla figura seguente, si supponga che, mentre il velivolo vola con assetto corrispondente alla OA, l'aria sia dotata di una propria velocità V' uniforme nell'immediato intorno del velivolo. L'odografa corrispondente al volo in queste condizioni è quella che si ottiene sommando, in ogni punto dell'odografa relativa al volo in aria calma, la velocità dell'aria V' alla velocità del velivolo V . L'angolo di rampa non sarà più β ma β' , determinato dalla semiretta OC. Se V' ha una componente opposta a W di sufficiente intensità, è possibile il volo in salita senza motore (traiettoria OD).

Se invece V' avesse una componente concorde con W , la nuova odografa sarebbe tutta più bassa di quella corrispondente al volo in aria calma e β_{min} sarebbe aumentato.



*Odografa del moto in caso di raffica verticale ascendente (Volo in salita con aliante)
 Altro metodo di rappresentazione*



Odografa del moto in caso di raffica verticale ascendente (Volo in salita con aliante)

1.7.1.3 Affondata verticale - Calcolo della superficie dei freni aerodinamici

Si parla di affondata verticale quando l'angolo di rampa $\beta = 90^\circ$; in tal caso il velivolo scende all'assetto di portanza nulla e le equazioni di equilibrio si riducono ad una sola:

$$Q = R = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{R0}$$

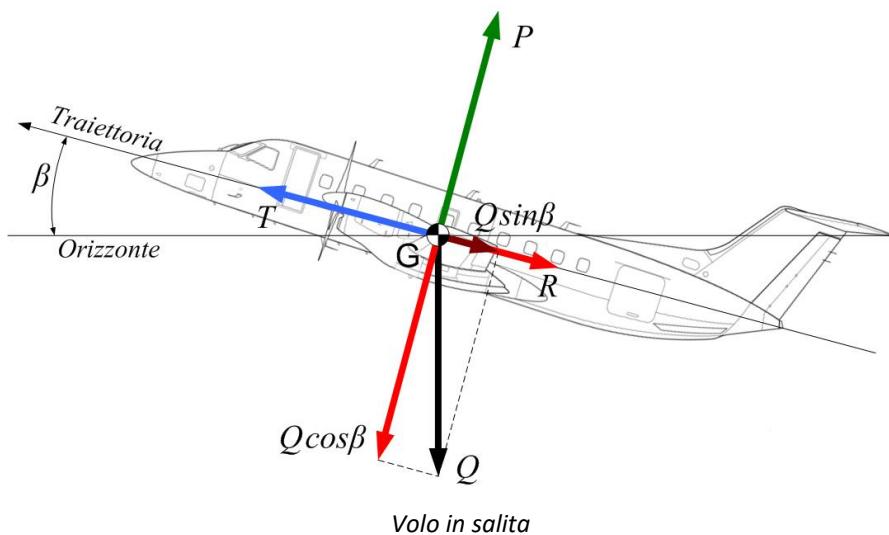
In tale condizione, poiché la resistenza è minima (essendo $C_P = 0$, non si ha resistenza indotta e il coefficiente di resistenza coincide con quello di profilo), si potrebbe raggiungere una velocità, detta velocità limite aerodinamica, superiore alla V_D (massima velocità di affondata determinata dal diagramma di manovra del velivolo).

Per tali motivi gli alianti ed i velivoli a getto dispongono di opportune superfici mobili dette **freni aerodinamici** che hanno lo scopo di limitare in affondata la velocità al valore V_D ; tali dispositivi erano indispensabili per i velivoli da bombardamento "a tuffo" al fine di stabilizzare la velocità di affondata.

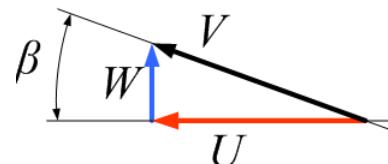
OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Velocità limite aerodinamica	$V_{lim\ aer} = \sqrt{\frac{2 Q}{\rho S C_{R0}}}$	m/s
Superficie dei freni aerodinamici (aperti a 90°)	$S_{fr} = S \cdot \frac{C_{R\ tot} - C_{R0}}{C_{R\ fr}}$	m^2
Superficie dei freni aerodinamici (aperti di un angolo ϑ)	$S'_{fr} = S_{fr} \cdot \sin \vartheta$	m^2
Coefficiente di resistenza totale in affondata alla velocità V_D	$C_{R\ tot} = \frac{2 Q}{\rho V_D^2 S}$	-
Coefficiente di resistenza dei freni aerodinamici (ipotizzati come piastre ortogonali al vento)	$C_{R\ fr} = 1,7$	-

In alcuni casi sono stati utilizzati piastre forate: non è possibile dare ulteriori indicazioni in merito in quanto il C_R del pannello forato (sicuramente maggiore di quello del pannello liscio) deve essere determinato sperimentalmente ed è influenzato dalla dimensione e disposizione dei fori.

1.8 VOLO IN SALITA



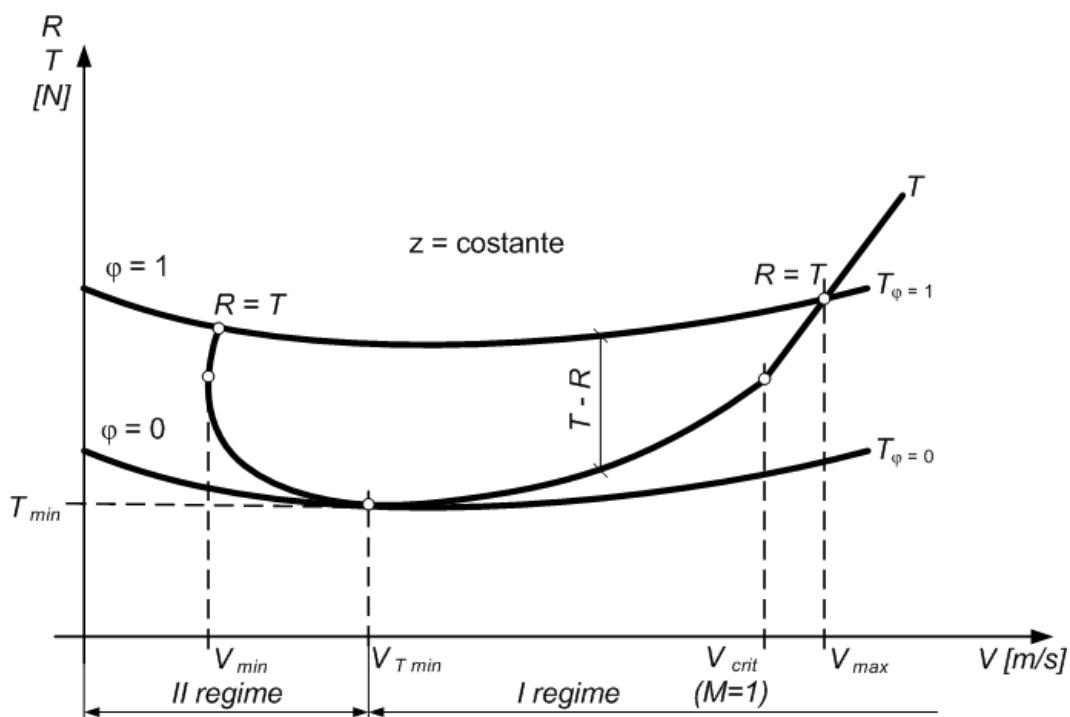
OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Condizioni di equilibrio volo in salita	$P = Q \cos \beta$	N
	$T = R + Q \sin \beta$	N



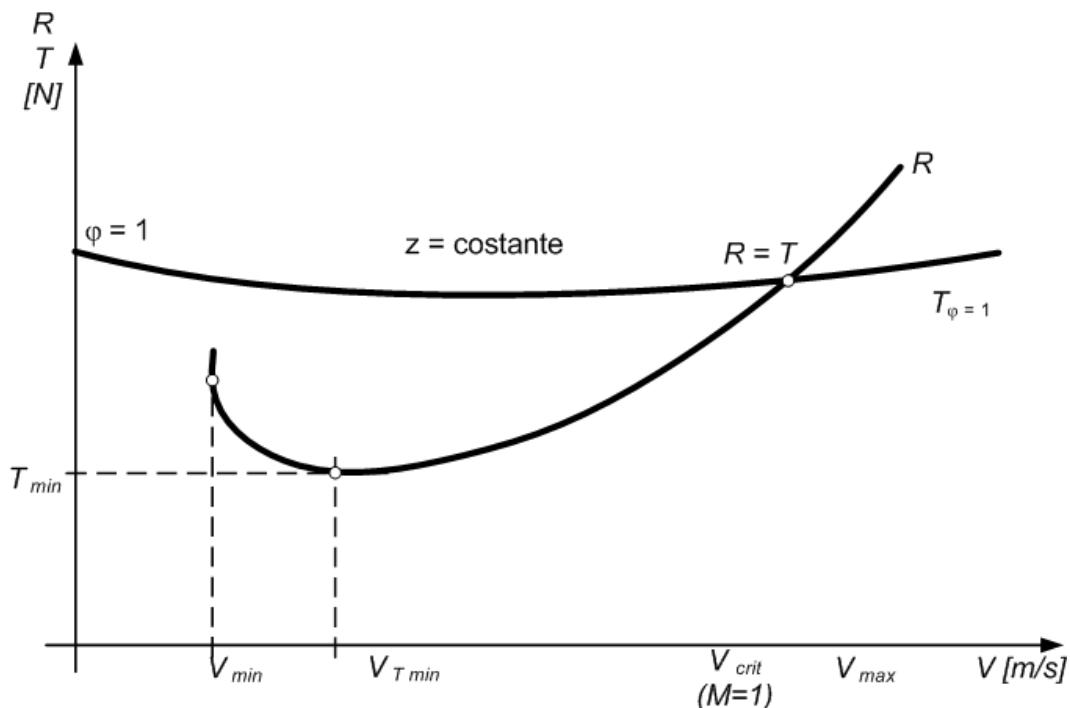
Triangolo delle velocità (salita)

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Velocità sulla traiettoria	$V = \sqrt{\frac{2Q \cos \beta}{\rho S C_p}} = \sqrt{\frac{2 \frac{Q}{S} \cos \beta}{\rho C_p}}$	m/s
Velocità verticale (ascensionale)	$W = V \sin \beta = \frac{V(T - R)}{Q} = \frac{\Delta H}{Q}$	m/s
Velocità orizzontale	$U = V \cos \beta$	m/s

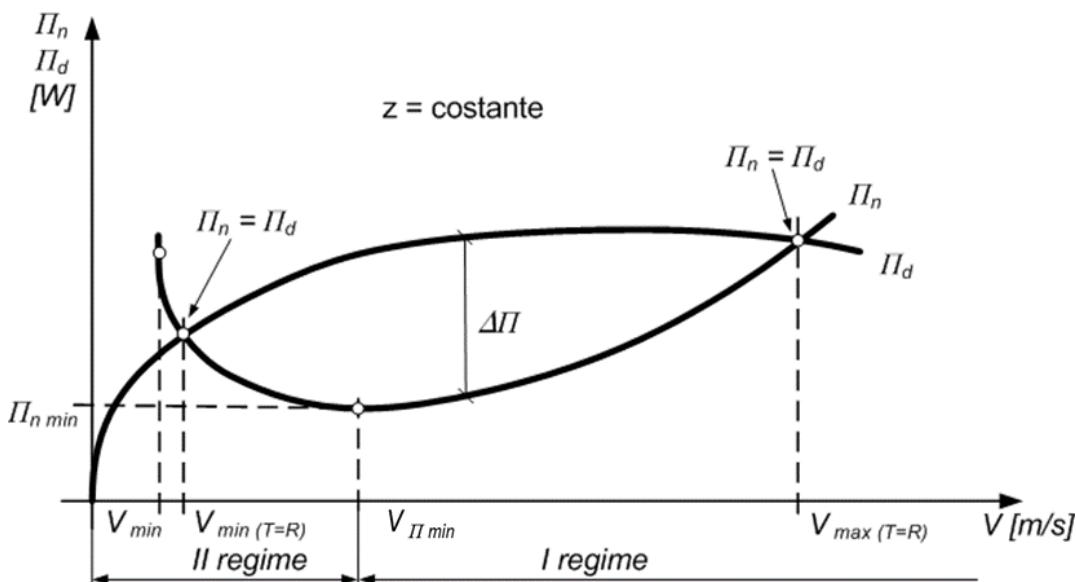
1.9 SPINTE E POTENZE NECESSARIE/DISPONIBILI



Spinte necessarie e disponibili (teoriche) a quota costante
Notare come la spinta disponibile sia pressoché costante al variare della velocità
 $\phi = 1$ manetta al 100%

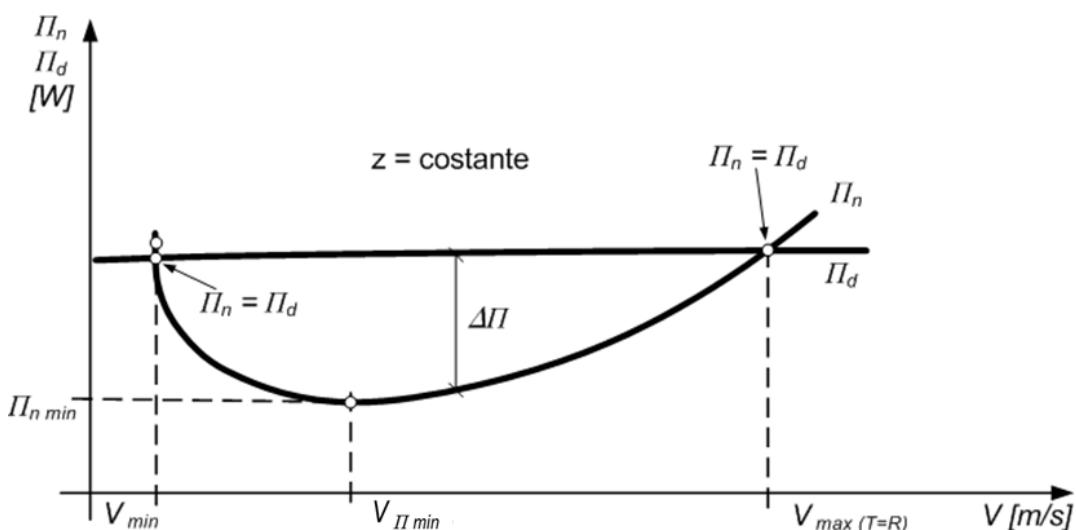


Spinte necessarie e disponibili (pratiche) a quota costante



Potenze necessarie e disponibili a quota costante

- La condizione di V_{min} è quella teorica determinata dall'aerodinamica del velivolo
- La condizione di $V_{min(T=R)}$ è quella reale, determinata dalla potenza disponibile



Potenze necessarie e disponibili a quota costante

In alcuni casi la potenza disponibile viene considerata pressoché costante; risulta semplice determinare il punto di massimo supero di potenza che permette di avere la massima velocità ascensionale.

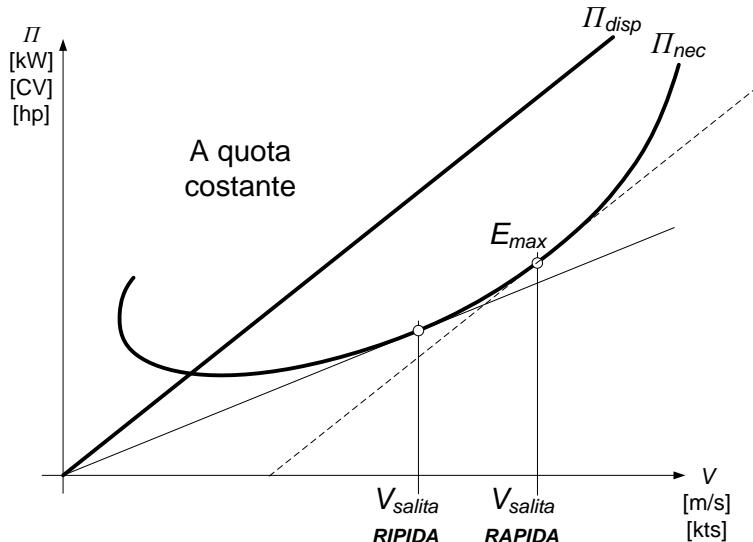
OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Assetto di spinta necessaria minima	E_{max}	/
Spinta necessaria minima	$T_{min} = \frac{Q}{E_{max}}$	N
Potenza necessaria al volo orizzontale	$\Pi_n = R V$	W
Assetto potenza necessaria minima	$(E \sqrt{C_P})_{max}$	/

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Potenza necessaria alla salita (totale)	$\Pi_n = T V = \Delta \Pi + \Pi_d$	W
Supero di potenza (potenza necessaria per guadagnare quota)	$\Delta \Pi = V (T - R) = Q W$	W
Potenza disponibile (dal motore)	$\Pi_d = \Pi_{mot} \eta$	W

Per il **TURBOGETTO**, per definire il supero di potenza per il calcolo delle prestazioni di salita (e quindi la velocità ascensionale W) occorre definite la potenza disponibile in funzione della velocità. La curva risultante è diversa dalla motoelica in quanto la Spinta disponibile (T_d) è pressoché costante e la curva delle potenze risulta essere una retta (o quasi) passante per l'origine. La massima velocità ascensionale è corrispondente al massimo supero di potenza che si ha nel punto di tangenza della curva della potenza necessaria con una curva parallela a quella della potenza disponibile.

In alternativa si può seguire la trattazione analitica sviluppata nelle pagine seguenti.

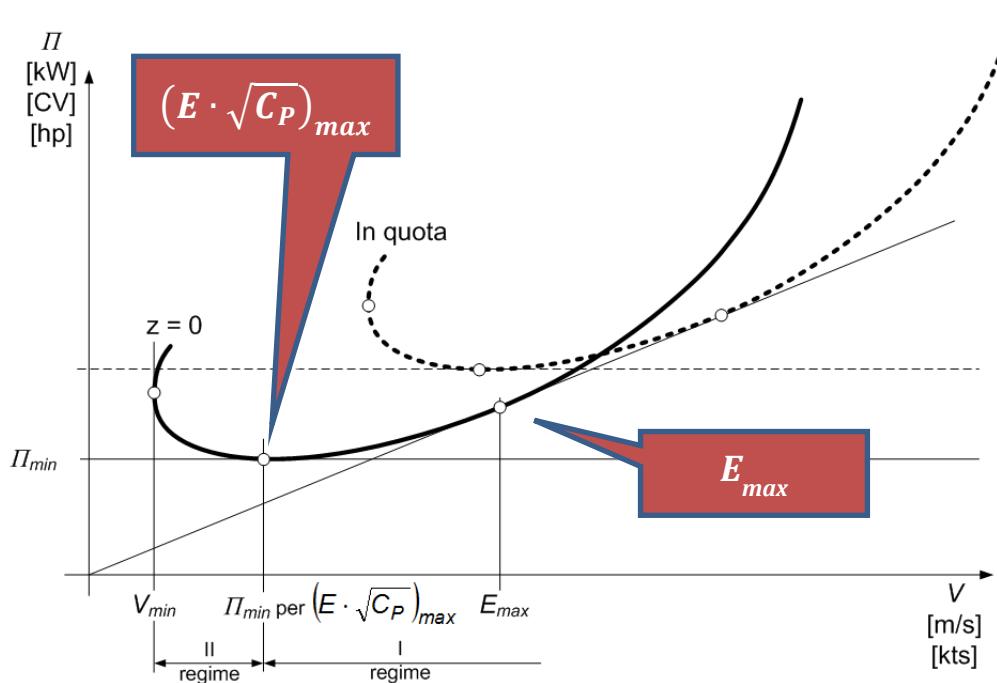
1.9.1 Variazione della potenza e della spinta in quota



*Potenze necessarie e disponibili a quota costante per il TURBOGETTO
 Velocità di salita caratteristiche*

La potenza motrice in quota è calcolabile con la relazione

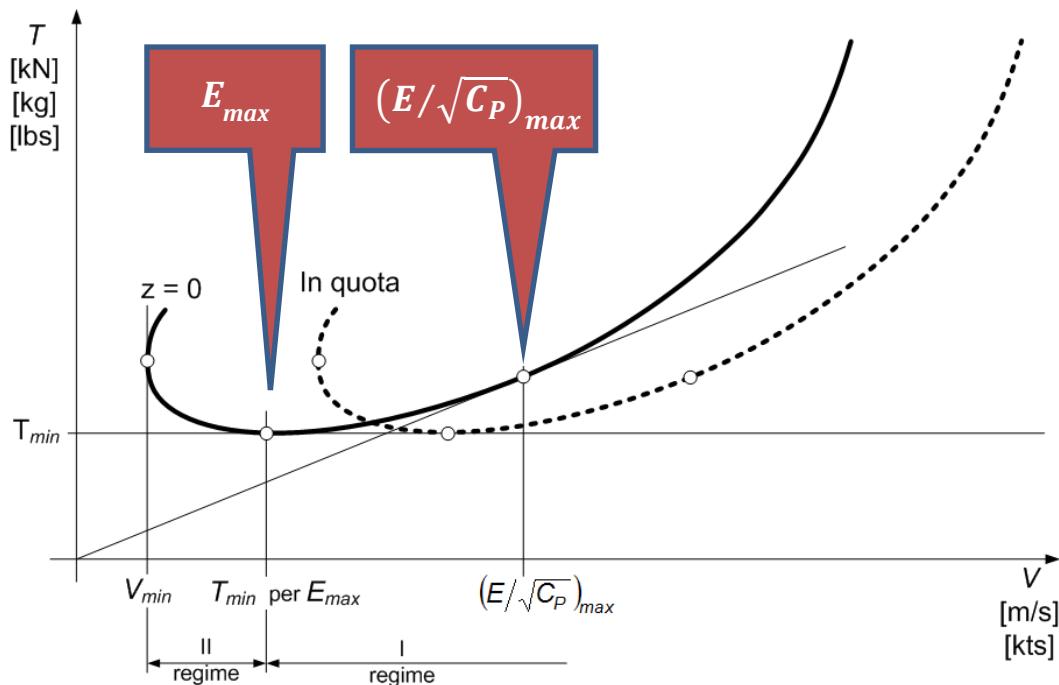
$$\Pi_z = \Pi_0 \cdot \frac{p_z}{p_0} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_z}}$$



Variazione della potenza necessaria con la quota

Le curve in quota si ottengono moltiplicando le ordinate per $\frac{1}{\sqrt{\delta}}$

$$\Pi_{n z} = \Pi_{n 0} \cdot \frac{1}{\sqrt{\delta}}$$



Variazione della spinta necessaria con la quota

La spinta erogata dal motore a getto è sostanzialmente costante al variare della quota:

$$T_n = \frac{Q}{E}$$

Le curve in quota si ottengono moltiplicando le ascisse per $\frac{1}{\sqrt{\delta}}$

1.10 CONDIZIONI DI SALITA: SALITA RAPIDA E SALITA RIPIDA

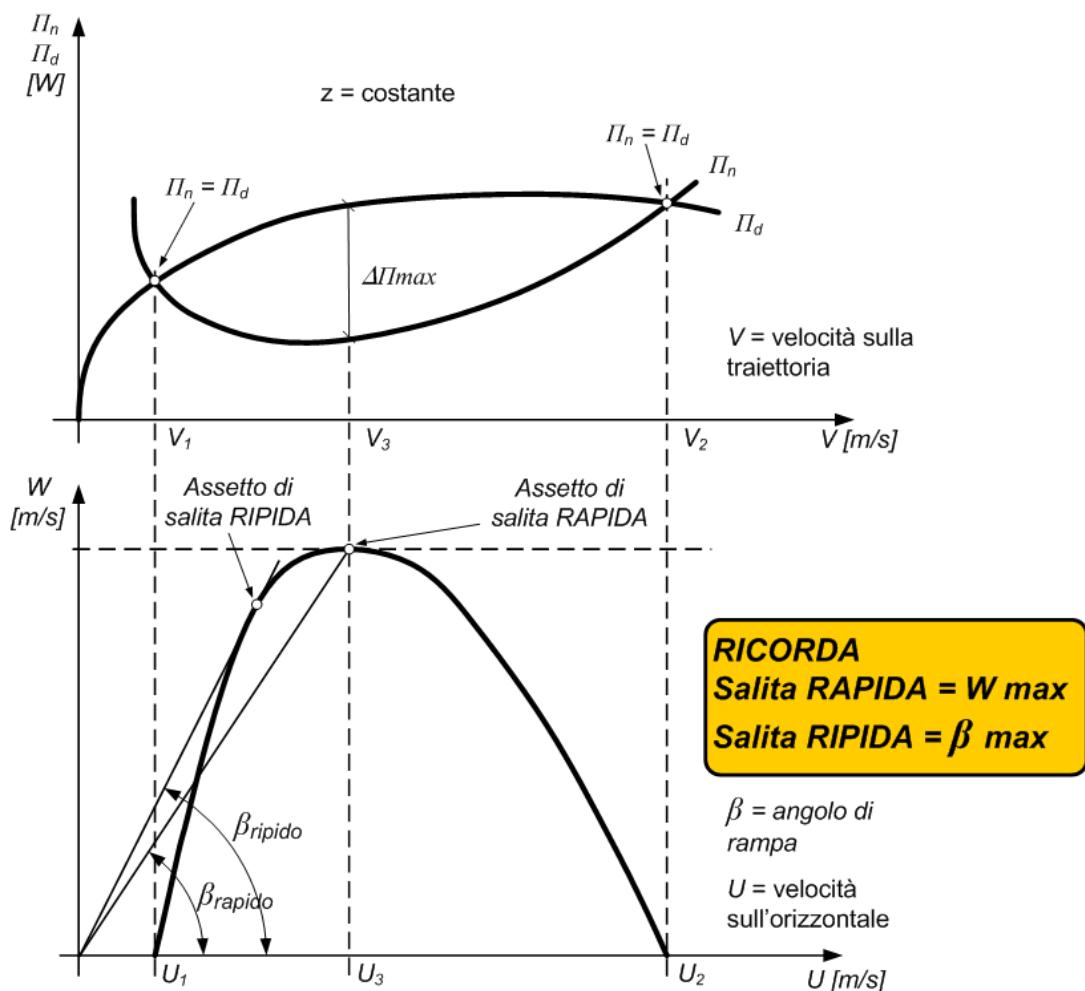
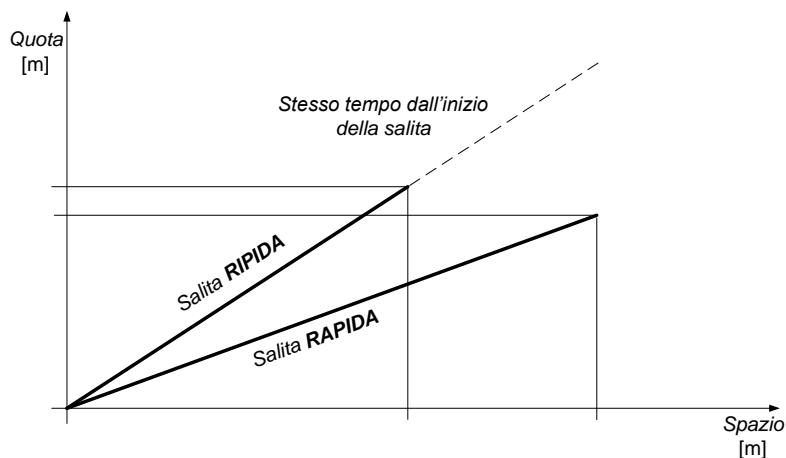


Grafico delle potenze necessarie/disponibili e polare delle velocità



Rappresentazione delle velocità caratteristiche

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Velocità verticale (ascensionale)	$W = \frac{V(T - R)}{Q} = \frac{\Delta \Pi}{Q}$	m/s
Velocità ascensionale massima (salita rapida)	$W_{max} = \frac{\Delta \Pi_{max}}{Q}$	m/s

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Velocità sulla traiettoria nelle condizioni di salita rapida	$V_{tr} = \sqrt{\frac{T_d + \sqrt{T_d^2 + \frac{12 C_{R0} Q^2}{\pi \lambda}}}{3 \rho S C_{R0}}}$	m/s

La condizione di **salita rapida** (velocità sulla traiettoria corrispondente alla massima velocità ascensionale) può essere determinata analiticamente con lo studio della funzione rappresentata dal diagramma. Nel seguito è riportato lo sviluppo del caso (applicato ad un turbogetto):

La velocità ascensionale W vale:

$$W = V_{tr} \sin \beta$$

da cui:

$$W = V_{tr} \frac{T - R}{Q} = V_{tr} \frac{T_d - T_n}{Q}$$

ove T_d rappresenta la spinta disponibile e T_n la spinta necessaria ad equilibrare la resistenza complessiva.

Si elabora l'espressione in modo da far comparire come unica variabile la velocità sulla traiettoria V_{tr} .

La spinta necessaria T_n vale:

$$T_n = \frac{1}{2} \rho V_{tr}^2 S C_{R0} + \frac{2 Q^2}{\rho S \pi \lambda V_{tr}^2}$$

Nota: per lo sviluppo dei passaggi che conducono all'espressione sopra esposta vedere Flaccavento, Aerotecnica, Ed Hoepli, pag. 483.

L'espressione della velocità ascensionale W , a spinta disponibile costante ($T_d = \text{cost}$) diviene:

$$W = V_{tr} \frac{T_d - \left(\frac{1}{2} \rho S C_{R0} V_{tr}^2 + \frac{2 Q^2}{\rho S \pi \lambda V_{tr}^2} \right)}{Q}$$

ossia

$$W = \frac{V_{tr} T_d}{Q} - \frac{\rho S C_{R0} V_{tr}^3}{2 Q} - \frac{2 Q}{\rho S \pi \lambda V_{tr}}$$

La funzione sopra scritta può essere studiata al fine di determinare per quale valore di V_{tr} ha un massimo, ovvero W raggiunge il massimo valore. Calcolando la derivata prima e ponendola uguale a zero si determina il punto di massimo:

$$\begin{aligned} \frac{dW}{dV_{tr}} &= \frac{T_d}{Q} - \frac{3 \rho S C_{R0} V_{tr}^2}{2 Q} + \frac{2 Q}{\rho S \pi \lambda V_{tr}^2} = 0 \\ \frac{2 T_d \rho S \pi \lambda V_{tr}^2 - 3 \rho^2 S^2 C_{R0} \pi \lambda V_{tr}^4 + 4 Q}{2 Q \rho S \pi \lambda V_{tr}^2} &= 0 \\ (3 \rho^2 S^2 \pi \lambda C_{R0}) V_{tr}^4 - (2 T_d \rho S \pi \lambda) V_{tr}^2 - 4 Q^2 &= 0 \end{aligned}$$

e dividendo ogni termine per $(2 \rho S \pi \lambda)$:

$$\left(\frac{3}{2} \rho S C_{R0} \right) V_{tr}^4 - T_d V_{tr}^2 - \frac{2 Q^2}{\rho S \pi \lambda} = 0$$

Nota: per essere sicuri che non si tratti di un minimo o di un flesso sarebbe necessario esplorare anche l'andamento della derivata seconda; per i nostri scopi, tuttavia, è sufficiente limitarsi a questa prima valutazione di tipo fisico ed intuitivo.

Risolvendo l'equazione di secondo grado in V_{tr}^2

$$V_{tr}^2 = \frac{T_d \pm \sqrt{T_d^2 + 4 \cdot \frac{3}{2} \rho S C_{R0} \cdot \frac{2 Q^2}{\rho S \pi \lambda}}}{3 \rho S C_{R0}}$$

da cui, scartando le soluzioni negative:

$$V_{tr} = \sqrt{\frac{T_d + \sqrt{T_d^2 + \frac{12 C_{R0} Q^2}{\pi \lambda}}}{3 \rho S C_{R0}}}$$

Ponendo:

$$A = \frac{1}{2} \rho S C_{R0}$$

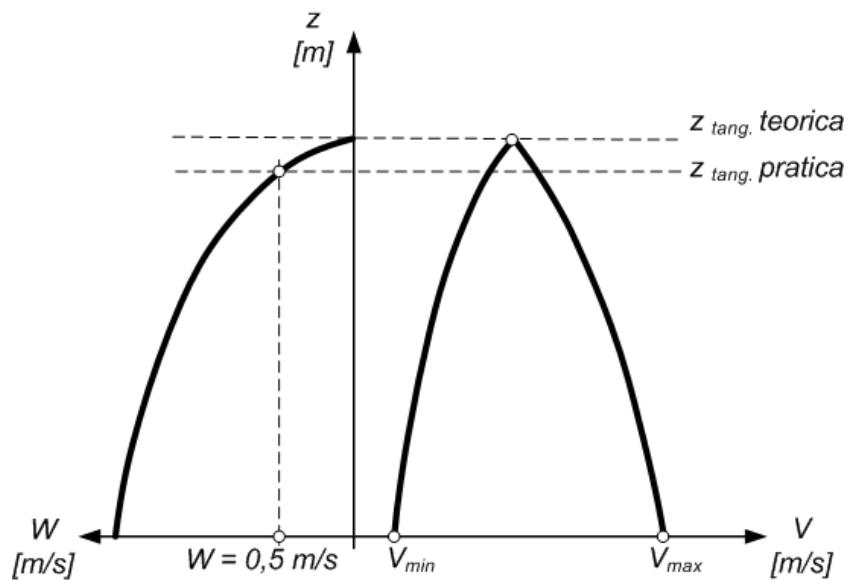
$$B = \frac{2 Q^2}{\rho S \pi \lambda}$$

$$A \cdot B = \frac{C_{R0} Q^2}{\pi \lambda}$$

si ottiene, infine, l'espressione di V_{tr} che permette di ottenere le condizioni di **salita rapida**:

$$V_{tr} = \sqrt{\frac{T_d + \sqrt{T_d^2 + 12 A B}}{6 A}}$$

1.10.1 Tangenza



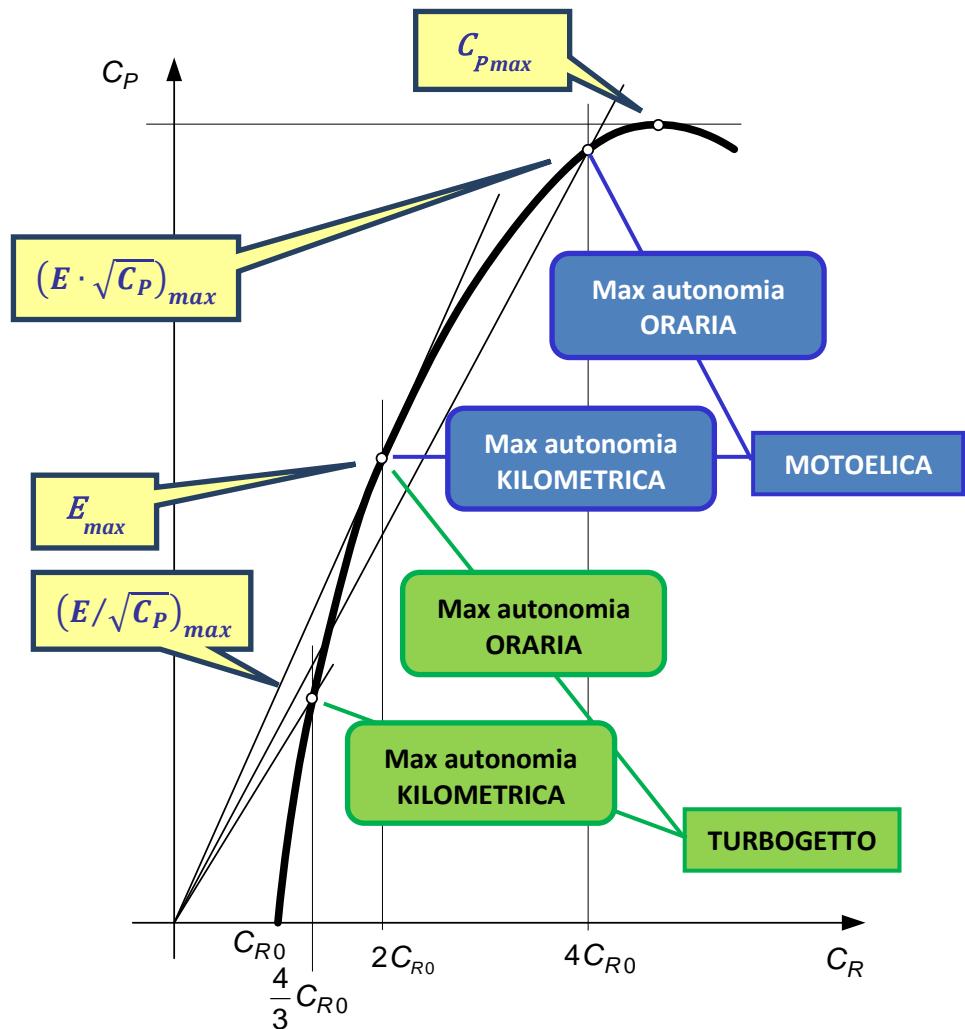
Tangenza Teorica

Quota alla quale la potenza necessaria al volo è uguale alla massima potenza disponibile al velivolo.

Tangenza Pratica

Quota alla quale, con la spinta massima ($\varphi=1$), corrisponde una velocità ascensionale di 0,5 m/s praticamente costante.

1.11 ASSETTI CARATTERISTICI



Polare del velivolo con evidenziati gli assetti caratteristici

Assetto di E_{max}	Massima autonomia kilometrica moto-elica Massima autonomia oraria motore a reazione
Efficienza	$E = \sqrt{\frac{\pi \lambda_e}{4 C_{R0}}}$
Coefficiente di portanza	$C_P = \sqrt{C_{R0} \pi \lambda_e}$
Coefficiente di resistenza	$C_R = 2 C_{R0}$

Assetto di $(E \sqrt{C_P})_{max}$	Massima autonomia oraria moto-elica
Efficienza	$E = \frac{\sqrt{3 C_{R0} \pi \lambda_e}}{4 c_{R0}}$
Coefficiente di portanza	$C_P = \sqrt{3 C_{R0} \pi \lambda_e}$
Coefficiente di resistenza	$C_R = 4 C_{R0}$

Assetto di ($E/\sqrt{C_p}$)_{max}	Massima autonomia kilometrica motore a reazione
Efficienza	$E = \frac{\sqrt{3} C_{R0} \pi \lambda_e}{4 C_{R0}}$
Coefficiente di portanza	$C_P = \sqrt{\frac{\pi \lambda_e C_{R0}}{3}}$
Coefficiente di resistenza	$C_R = \frac{4}{3} C_{R0}$

Il termine $E\sqrt{C_p}$ è denominato anche **indice di quota o fattore di quota** (ma talvolta anche fattore di potenza).

1.12 MOTO-ELICA

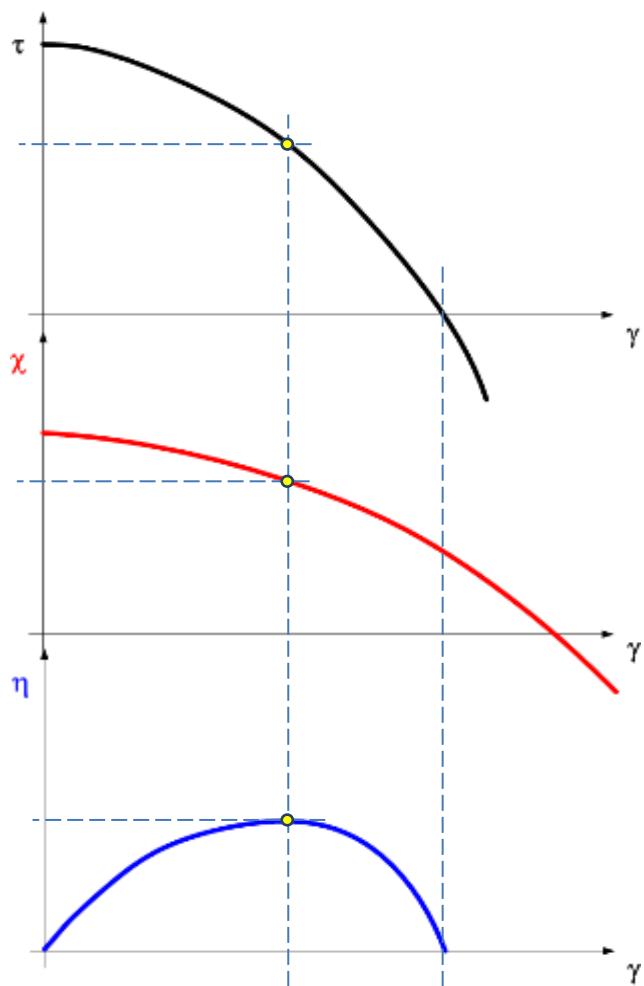


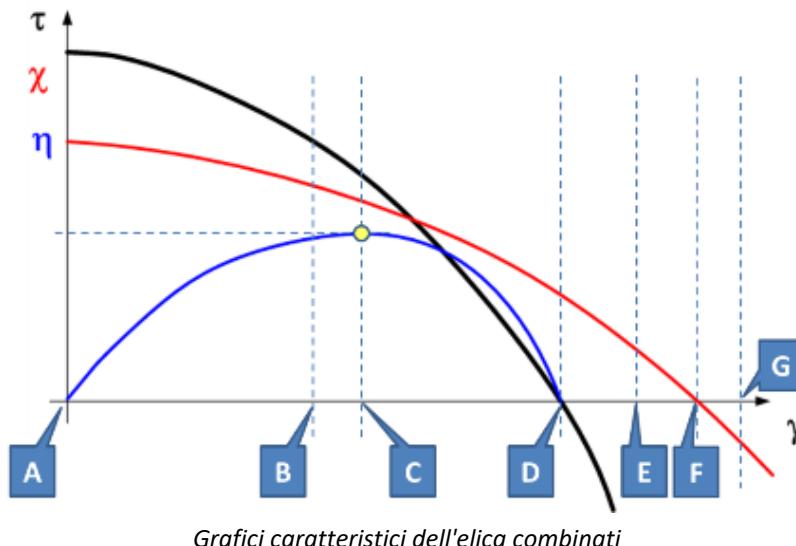
Grafico di Trazione, Coppia e Rendimento di un'elica
 (al massimo valore del rendimento η corrispondono i valori ottimali di τ e χ)

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Formule di Rènard di 1^aspecie	$T_d = \tau \rho \omega^2 r_e^4$ $C = \chi \rho \omega^2 r_e^5 = Y \cdot r$	N Nm
Formule di Rènard di 2^a specie	$T = \frac{1}{2} \rho V^2 S_e C_T$ $C = \frac{1}{2} \rho V^2 S_e C_C$ ove $C_T = \frac{2 \tau}{\pi \gamma^2}$ Coefficiente trazione $C_C = \frac{2 \chi}{\pi \gamma^2}$ Coefficiente di coppia	N Nm
Rapporto di funzionamento	$\gamma = \frac{V}{r_e \omega}$	/
Rendimento dell'elica	$\eta_e = \frac{\tau}{\chi} \gamma = \frac{T V}{C \omega}$	/
Potenza disponibile all'elica	$\Pi_e = T V = \Pi_{mot} \eta_{rid} \eta_e$	W

1.12.1 Autonomia e consumi specifici per motoelica

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Combustibile imbarcato	$G = (0,3 \div 0,5) Q$	N
Assetto di massima autonomia kilometrica	E_{max}	/
Autonomia kilometrica	$S = 367 \frac{\eta E}{c} \ln \frac{Q}{Q-G}$ N.B.: Il fattore 367 tiene conto di diverse costanti, accelerazione di gravità compresa.	km
Assetto di massima autonomia oraria	$(E \cdot \sqrt{C_P})_{max}$	/
Autonomia oraria	$t = 160 \frac{\eta}{c} (E \sqrt{C_P}) \sqrt{\delta} \frac{1}{\sqrt{Q/S}} \left[\sqrt{\frac{Q}{Q-G}} - 1 \right]$ N.B.: Il fattore 160 tiene conto di diverse costanti, accelerazione di gravità compresa.	h
Consumi specifici tipici del moto-elica (orari)	$c = 0,22 \div 0,26$ (basse potenze) $c = 0,28 \div 0,35$ (alte potenze)	kg/kW kg/kW

1.12.2 Condizioni di funzionamento caratteristiche



Punto	Condizione	τ	χ	γ	η	V
A	Punto fisso	max	max	0	0	0
B	Propulsiva (funzionamento normale)	>0	>0	>0	>0	>0
C	Propulsiva, funzionamento con η_{MAX} : condizione di scelta dell'elica	>0	>0	>0	max	>0
D	Trasparente	0	>0	>0	0	>0
E	Frenante	<0	>0	>0	<0	>0

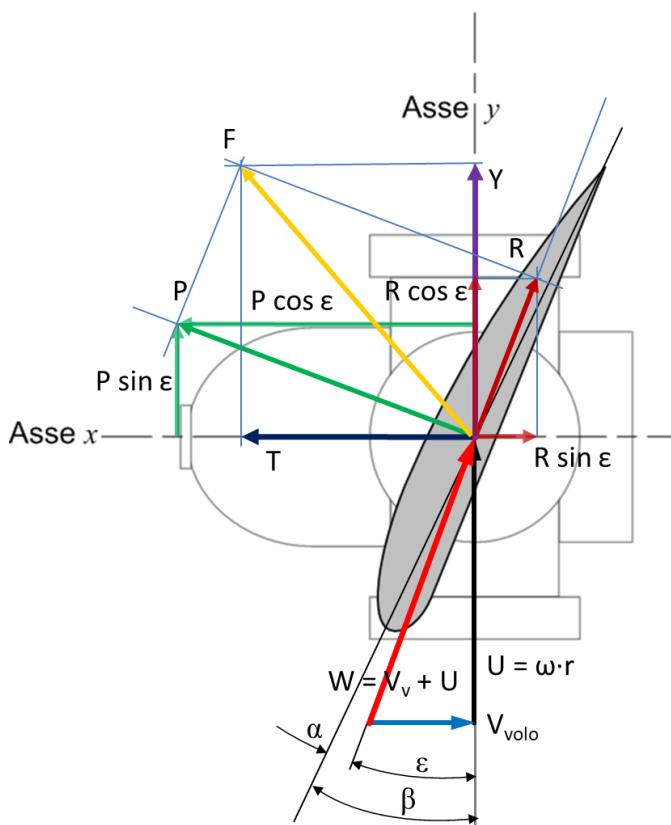
Punto	Condizione	τ	χ	γ	η	v
F	Girandola	< 0	0	> 0	--	> 0
G	Mulinello o aeromotore (fornisce potenza all'albero)	< 0	< 0	> 0	--	> 0

1.12.3 Triangolo delle velocità sull'elica

La figura mostra la rappresentazione semplificata del mozzo dell'elica e una generica sezione della pala dell'elica.

Legenda:

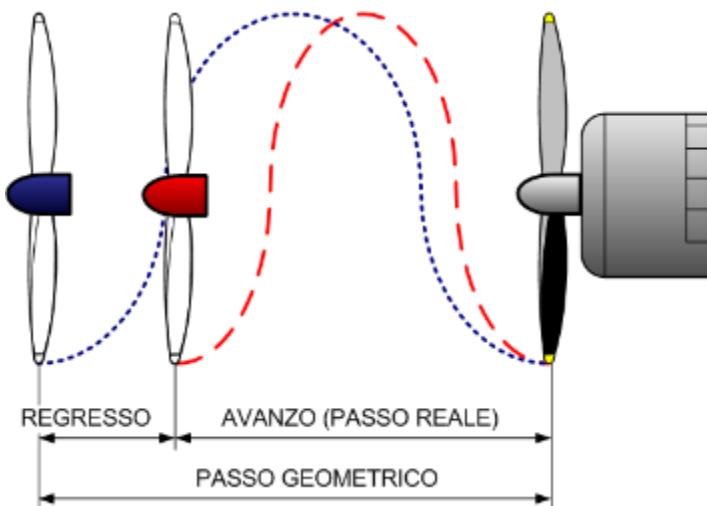
- V_v = Velocità di volo
- U = Velocità tangenziale (periferica)
- W = Velocità risultante
- T = Trazione
- Y = Forza resistente nel piano di rotazione (che genera la coppia resistente)
- ε = angolo di incidenza relativa
- $\tan \varepsilon$ = passo aerodinamico relativo
- β = angolo di calettamento
- α = angolo di incidenza



Si noti come la forza risultante complessiva (F , vettore giallo) è data dalla somma vettoriale di T e di Y ma anche di P e R .

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Passo geometrico	$p = 2 \pi r \tan \beta$	m
Passo reale (o avanzo)	$a = \frac{2 \pi V}{\omega} = \frac{V}{n}$	m
Regresso	$r' = p - a = 2 \pi r (\tan \beta - \tan \varepsilon)$	m

1.12.4 Regresso dell'elica



Visualizzazione del regresso (l'elica non si avvita nell'aria, in parte scivola)

1.12.5 Effetti del funzionamento dell'elica

1.12.5.1 Coppia di reazione dell'elica

Il velivolo tende a ruotare (rollio) in verso opposto a quello di rotazione dell'elica; l'effetto è tanto più marcato quanto più è potente il motore.

Il velivolo tende a virare; tipicamente si contrasta con semiali asimmetriche o col castello motore disassato.



Effetto della coppia di reazione dell'elica

1.12.5.2 Effetto imbardante della scia

Il velivolo tende a ruotare (rollio) in verso concorde a quello di rotazione dell'elica a causa dell'azione del flusso dell'aria sullo stabilizzatore e a imbardare per effetto del flusso dell'aria sulla deriva (a sinistra per elica destrorsa).



Effetto della scia dell'elica

1.12.5.3 Effetto giroscopico dell'elica

L'elica si comporta come un giroscopio.

Il giroscopio è caratterizzato da fenomeni di **rigidità** e **precessione**; in questo caso interessano i fenomeni di precessione, come illustrati in figura. Gli effetti sono maggiori con eliche grandi e pesanti e intervengono nelle manovre di beccheggio e imbardata.



Effetto giroscopico dell'elica

Supposta l'elica sinistrorsa:

- Se si picchia il muso si ha imbardata a destra;
- Se si cabra si ha imbardata a sinistra;
- Se si imbarda a sinistra si tende a picchiare;
- Se si imbarda a destra si tende a cabrare.

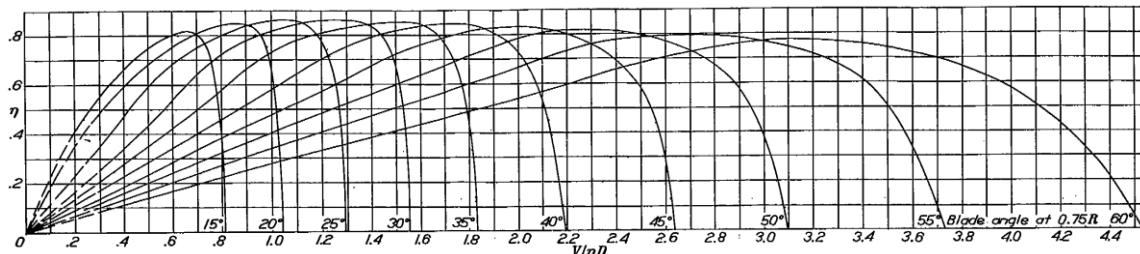
Se l'elica è destrorsa i fenomeni sono speculari



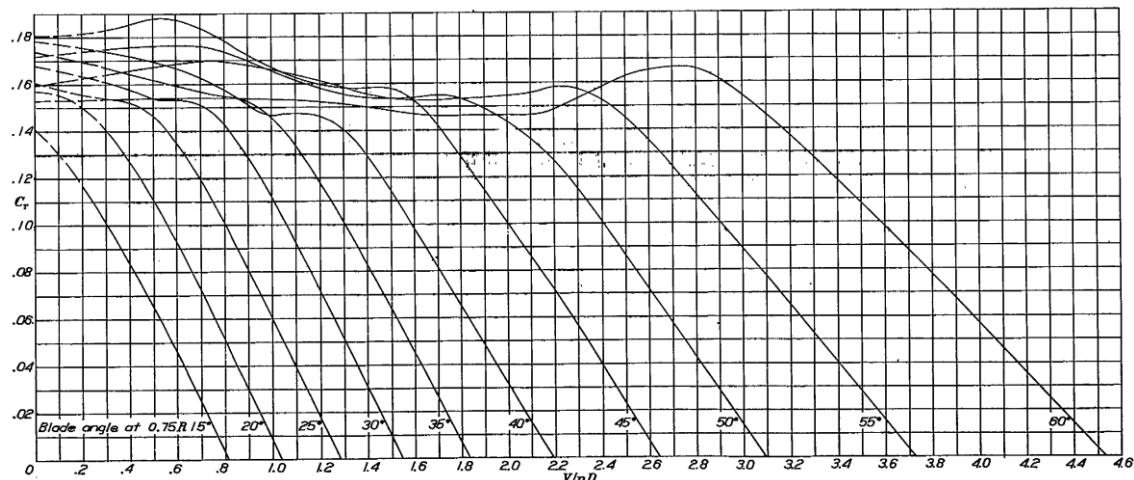
Effetto giroscopico dell'elica

1.12.6 Dati sperimentali dal Report NACA 658 (14 aprile 1938)

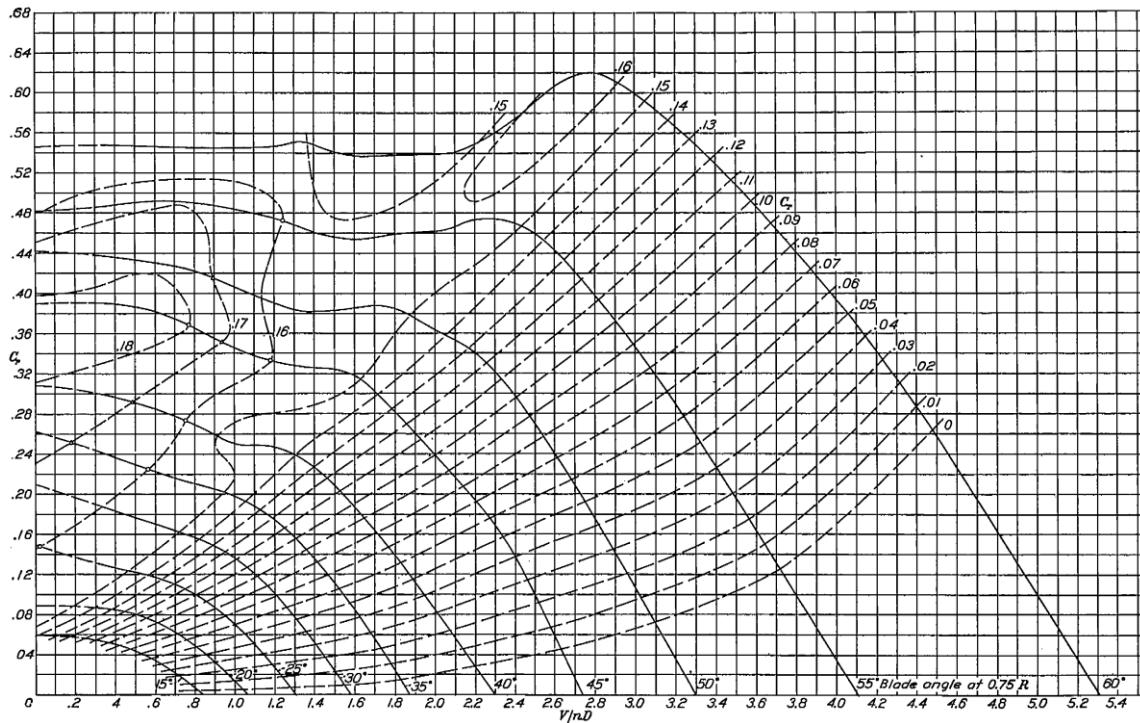
Notare che il rapporto di funzionamento è espresso come $\frac{V}{nD}$



Curve dell'efficienza per elica NACA 5868-9 (senza ogiva)

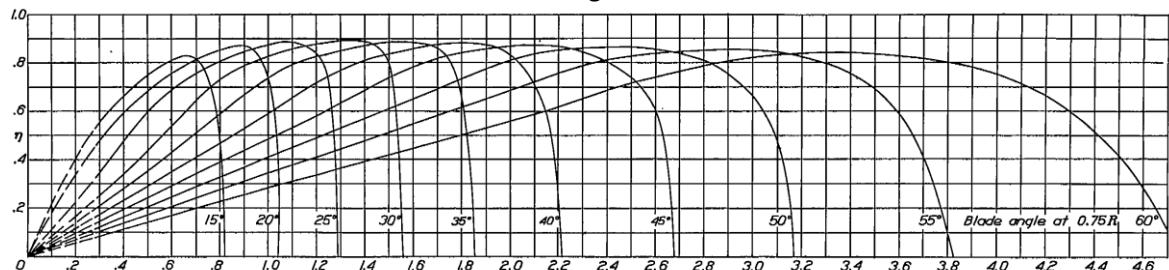


Curve del coefficiente di trazione per elica NACA 5868-9 (senza ogiva)

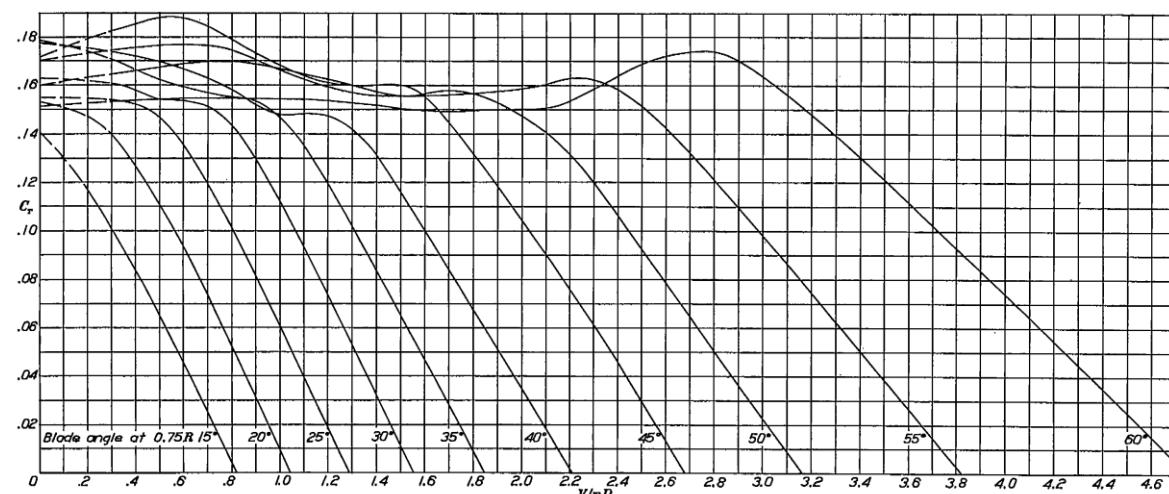


Curve del coefficiente di coppia per elica NACA 5868-9 (senza ogiva)

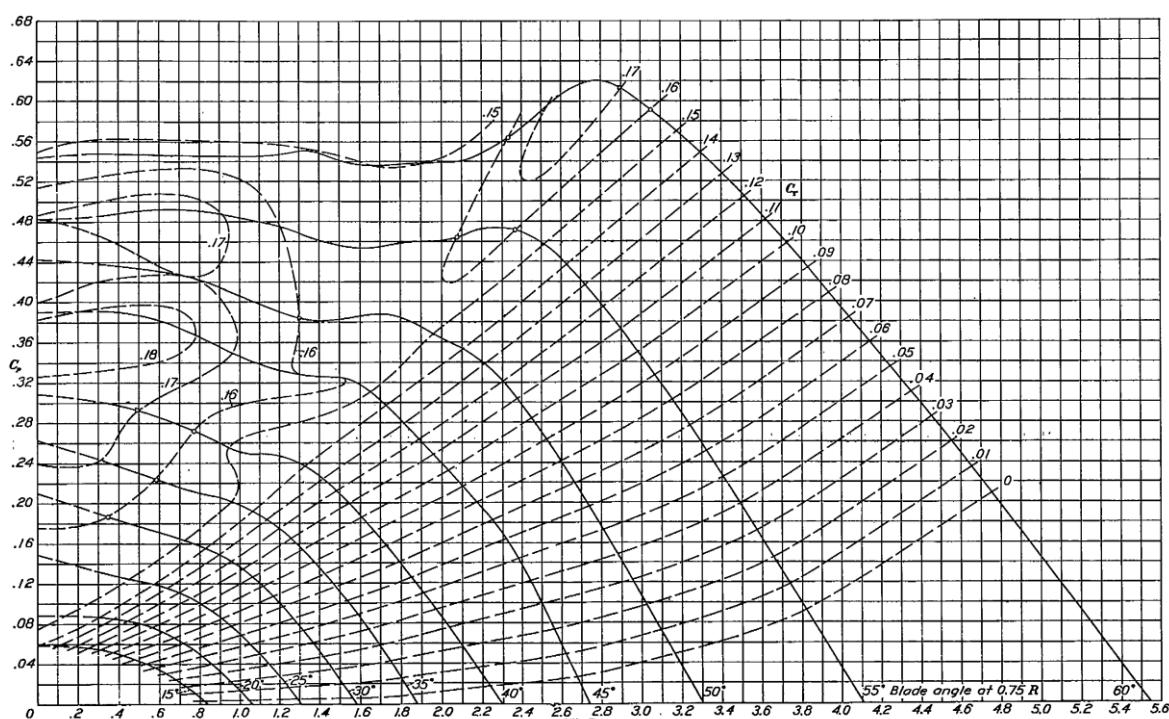
ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024



Curve dell'efficienza per elica NACA 5868-9 (con ogiva)

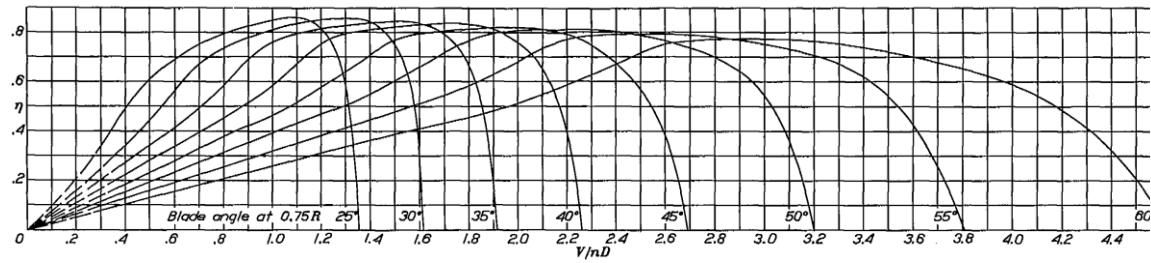


Curve del coefficiente di trazione per elica NACA 5868-9 (con ogiva)

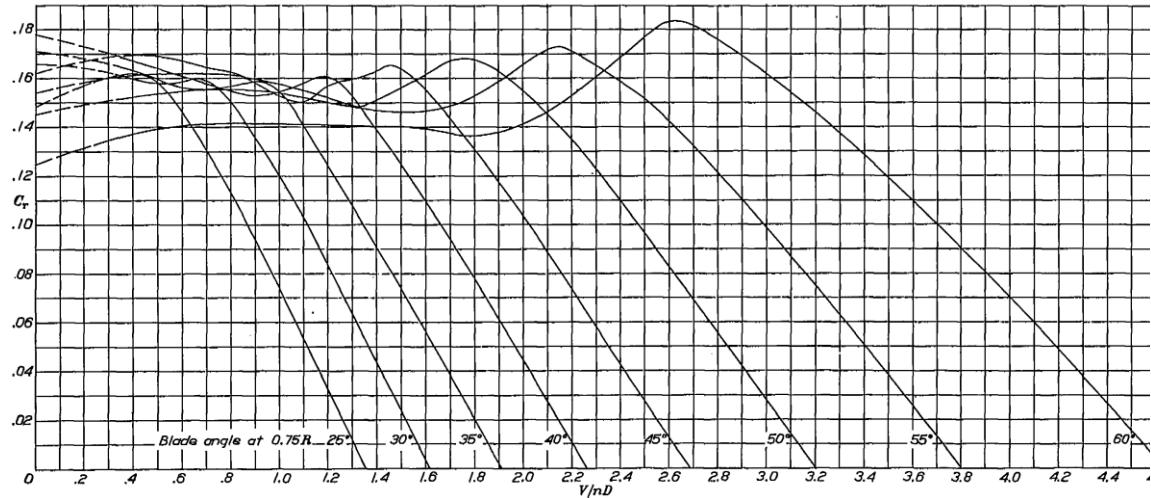


Curve del coefficiente di coppia per elica NACA 5868-9 (con ogiva)

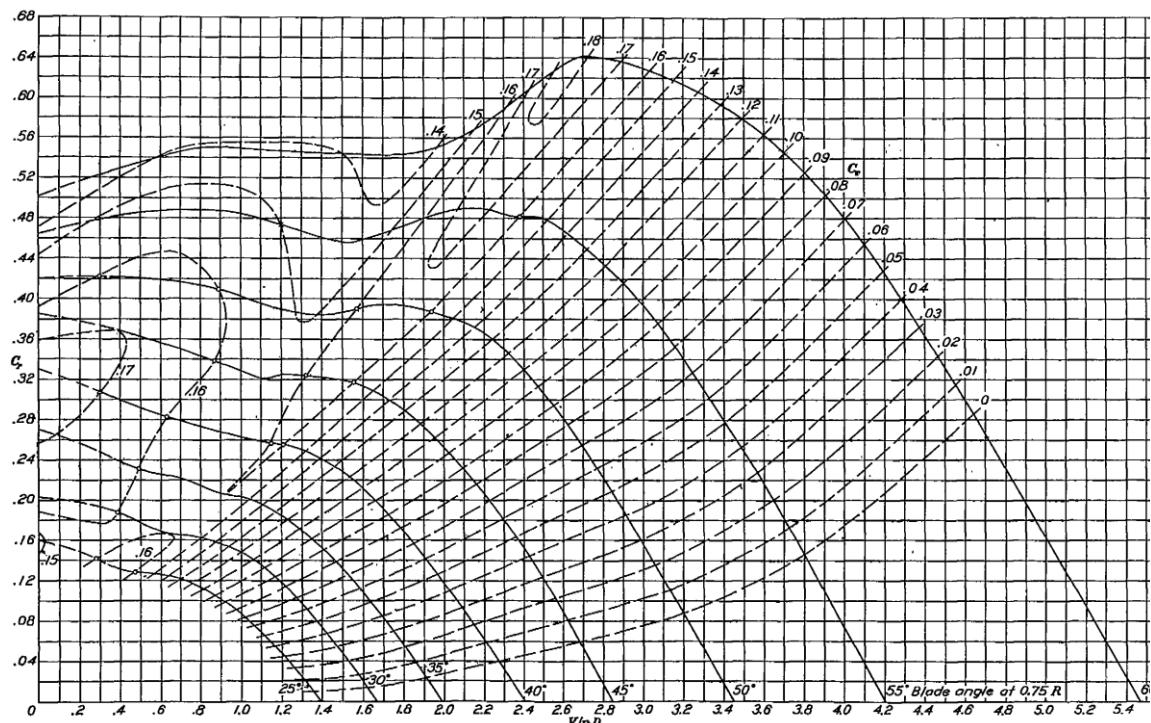
ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024



Curve dell'efficienza per elica NACA 5868-X2 (senza ogiva)



Curve del coefficiente di trazione per elica NACA 5868-X2 (senza ogiva)



Curve del coefficiente di coppia per elica NACA 5868-X2 (senza ogiva)

1.13 MOTORE A REAZIONE (TURBOGETTO)

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Formule semi-empiriche per il calcolo della spinta	$\varphi_1 = \left(\frac{n}{n_0}\right)^{3,5}$ $\psi_1 = \frac{p}{p_0} \left(\frac{T_0}{T}\right)^{1,75}$ $\chi_1 = 1 - \frac{V}{W} + \frac{\rho V^2}{2p} \left[1 - \left(\frac{V}{W}\right)^4\right]$	/ / /
Spinta (formule semi-empiriche)	$\tau = \tau_0 \varphi_1 \psi_1 \chi_1$	N
Spinta (teorema della quantità di moto)	$T_d = \dot{m} (W - V)$	N

1.13.1 Autonomia e consumi specifici del turbogetto

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Formule semi empiriche per il calcolo del consumo specifico	$\varphi_2 = 1 + \left(\frac{n_0}{n} - 1\right)^2$ $\psi_2 = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{0,75}$ $\chi_2 = 1 + \frac{V}{W}$	/ / /
Consumo specifico (formule semi-empiriche)	$k = k_0 \varphi_2 \psi_2 \chi_2$	kg/N h
Assetto di massima autonomia kilometrica	$(E/\sqrt{C_P})_{max}$	/
Autonomia kilometrica	$S = 1,035 (E/\sqrt{C_P}) \frac{1}{\sqrt{\delta}} \frac{1}{k} \sqrt{Q/S} \left[1 - \sqrt{\frac{Q-G}{Q}}\right]$ N.B.: Il fattore 1,035 tiene conto di diverse costanti, accelerazione di gravità compresa.	km
Assetto di massima autonomia oraria	E_{max}	/
Autonomia oraria	$t = 0,1 \frac{E}{k} \ln \frac{Q}{Q-G}$ N.B.: Il fattore 0,1 tiene conto di diverse costanti, accelerazione di gravità compresa.	h
Consumi specifici tipici dei motori a reazione (orari)	$k = 0,08 \div 0,12$ (turbogetto) $k = 0,35$ (turboelica)	kg/N kg/kW

Al punto 1.13 e 1.13.1:

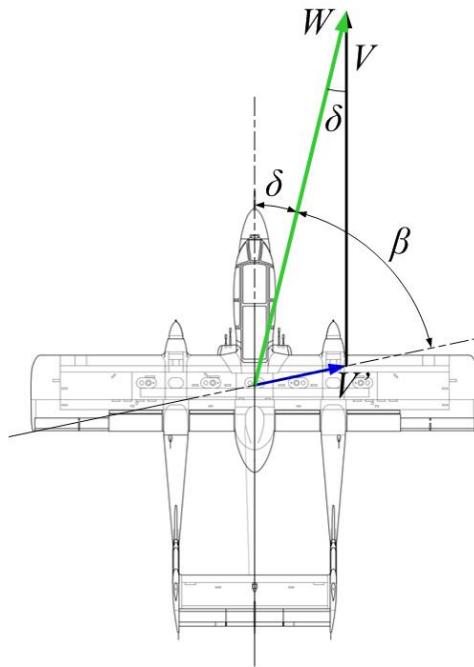
- $(n/n_0) > 1$ (di pochi decimi di unità) per brevissimi periodi (regime di survelocità); in condizioni normali al più vale 1 (100% manetta)

1.13.2 Autonomia in caso di vento

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Fattore correttivo per l'autonomia in caso di vento	$K = \left[1 + \frac{V'}{V} \cos \beta - \frac{V'^2}{2 V^2} \sin^2 \beta \right]$ ove V' è la velocità del vento al traverso $S_{Vento} = S \cdot K$	/ km

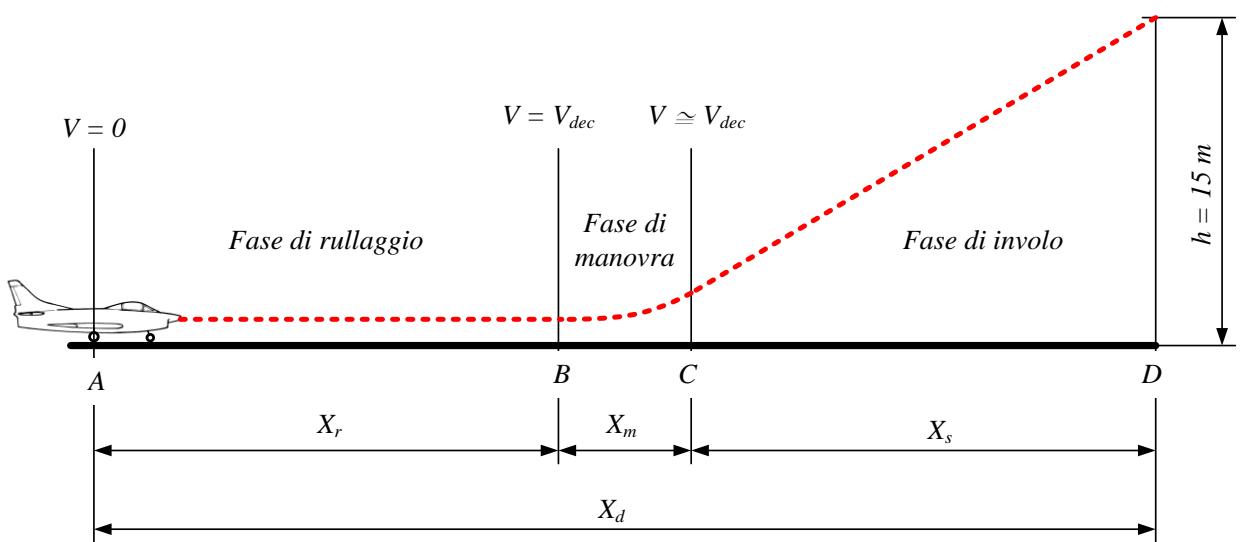
Con riferimento alla figura seguente si noti che:

$$W = V \cos \delta + V' \cos \beta = V \sqrt{1 - \sin^2 \delta} + V' \cos \beta$$



Composizione dei vettori velocità nel caso di vento al traverso

1.14 DECOLLO

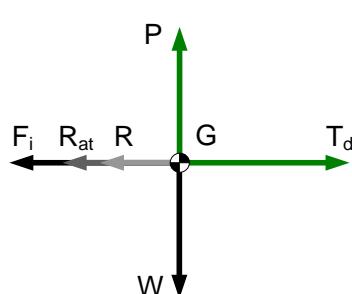


Schema delle varie fasi di decollo

RULLAGGIO		
OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Coefficiente di portanza (assetto ottimo di rullaggio)	$C_{P\ ott} = \frac{\pi \lambda_e f}{2}$	-
Velocità di decollo	$V_{decollo} = 1,2 V_{min}$	m/s
$C_R 0$ con ipersostentatori (stimato)	$C_{R\ 0\ ipersost} = 2 \cdot C_{R\ 0}$	-
Coefficiente di resistenza in decollo (con ipersostentatori)	$C_{R\ D} = C_{R\ 0\ ipersost} + \frac{C_{P\ ott}^2}{\pi \lambda_e}$	-
Resistenza aerodinamica in decollo	$R_{aer\ D} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{R\ D}$	N
Resistenza di attrito	$R_{attr\ D} = f (Q - P)$	N
Forza d'inerzia (resistente)	$F_i = \frac{Q}{g} a$	N
Resistenza totale	$R_{tot\ D} = R_{aer\ D} + R_{attr\ D}$	N
Accelerazione	$a = \frac{T_d - R_{tot}}{m} = \frac{T_d - R_{tot\ D}}{Q} g$	m/s ²
Accelerazione iniziale	$a = \frac{T_d - R_{attr\ D}}{Q} g$	m/s ²
Accelerazione al distacco	$a = \frac{T_d - R_{aer\ D}}{Q} g$	m/s ²
Equazione di equilibrio orizzontale	$T_d = R_{tot\ D} + F_i$	N
Tempo trascorso nell'intervallo	$\Delta t_r = \frac{\Delta V}{a_m}$	s
Spazio percorso nell'intervallo	$\Delta x_r = \frac{\Delta V}{a_m} \cdot V_m$	m

RULLAGGIO		
OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Tempo totale di rullaggio	$t_{rull} = \sum \Delta t_r$	s
Spazio totale di rullaggio	$x_{rull} = \sum \Delta x_r$	m

COEFFICIENTI DI ATTRITO		
TIPO DI CARRELO	TIPO DI SUPERFICIE	COEFFICIENTE DI ATTRITO
Carrello triciclo	asfalto / cemento	$f = 0,03 \div 0,05$
	erba asciutta	$f = 0,04$
	erba umida	$f = 0,10$
	neve	$f = 0,02$
Carrello convenzionale (biciclo)	asfalto / cemento	$f = 0,02$
	erba asciutta	$f = 0,04$
	erba umida	$f = 0,08$
	neve	$f = 0,02$



T_d = Trazione (spinta) disponibile
 R = Resistenza aerodinamica
 R_{at} = Resistenza di attrito
 F_i = Forze inerziali

Schema delle forze agenti nel rullaggio

Velocità	Variazione velocità	Velocità media	Portanza	Resistenza totale	Accelerazione	Accelerazione media	Spazio percorso	Tempo trascorso
V [m/s]	ΔV [m/s]	V_m [m/s]	P [N]	R_{tot} [N]	a [m/s ²]	a_m [m/s ²]	Δx_r [m]	Δt_r [s]
0			0					
	10	5						
10								
	10	15						
20								
	10	25						
30								
....								
$v_{decollo}$								

Tabella per il calcolo dello spazio e del tempo di rullaggio
 (si completa con velocità crescenti sino alla velocità di decollo e si completano le celle evidenziate)

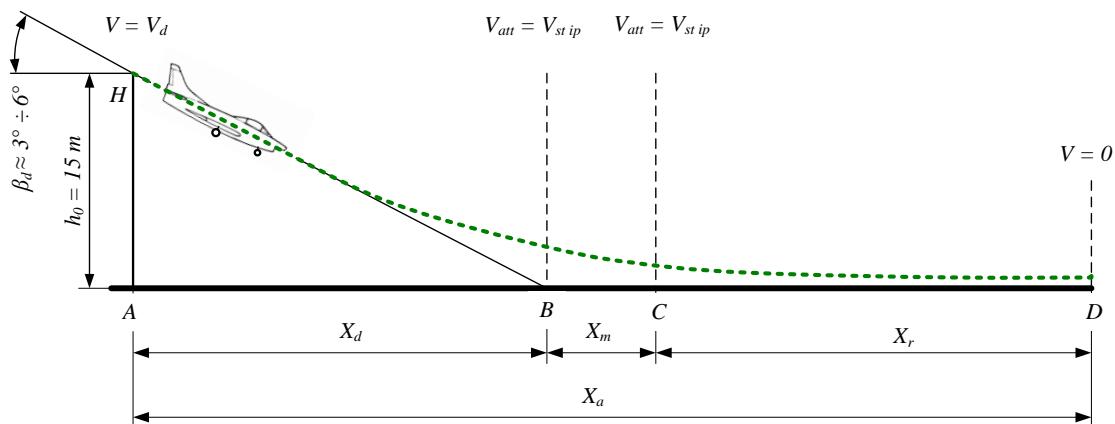
MANOVRA		
OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Tempo di manovra	$t_{man} = 2 \div 3$	s
Spazio di manovra	$X_{man} = V_{dec} t_{man}$	m

SALITA (INVOLO)		
OGGETTO	RELAZIONE	U.M.

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Tempo di salita (su dislivello h_0)	$t_{sal} = \sqrt{\frac{2 h_0}{\left(\frac{P-Q}{Q}\right) g \varepsilon}}$	s
Fattore correttivo	$\varepsilon = 0,85 \div 0,95$	/
Spazio di salita	$x_{sal} = V_{dec} \cdot t_{sal}$	m
SPAZIO TOTALE DI DECOLLO	$x_{dec} = x_{rull} + x_{man} + x_{sal}$	m
TEMPO TOTALE DI DECOLLO	$t_{dec} = t_{rull} + t_{man} + t_{sal}$	s

1.15 ATTERAGGIO



Schema delle varie fasi di atterraggio

AVVICINAMENTO		
OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Angolo di rampa (di discesa)	$\beta = 3^\circ \div 6^\circ$	/
Velocità di atterraggio	$V_{att} = 1,3 V_{min}$	m/s
Spazio di avvicinamento	$x_d = h_0 \cotg \beta$	m

MANOVRA		
OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Tempo di manovra	$t_{man} = 2 \div 3$	s
Spazio di manovra	$x_m = V_{att} t_{man}$	

DECCELERAZIONE		
OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Decelerazione	$a = -2$	m/s ²
Spazio di decelerazione	$x_r = 0,5 a t^2$	m
Tempo di arresto	$t_{arr} = \frac{V_{finale} - V_{att}}{a} = \frac{V_{att}}{a}$	s

1.15.1.1 Esempio di calcolo del tempo e della velocità di atterraggio

Un velivolo di massa M , con superficie alare S , effettua un atterraggio, a livello del mare, su un ostacolo alto h_0 , avvicinandosi con un angolo di planata pari a β° . Si determinino il tempo e la distanza di atterraggio, ipotizzando un coefficiente di portanza massimo C_{Pmax} .

Fase di AVVICINAMENTO

Lo spazio (distanza) di avvicinamento vale:

$$x_d = h_0 \cotg \beta$$

Il peso del velivolo è pari a:

$$Q = P = M \cdot g$$

La velocità minima di sostentamento risulta essere:

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2 Q}{\rho S C_P max}}$$

La velocità di atterraggio vale:

$$V_{att} = 1,3 V_{min}$$

Il tempo di avvicinamento è pari a:

$$t_d = \frac{x_d}{V_{att}}$$

Fase di MANOVRA

Assumendo un tempo di manovra pari a $t_m = 2,5$ s ed ipotizzando che la manovra venga compiuta alla velocità di atterraggio, si determina uno spazio di manovra pari a:

$$x_m = V_{att} t_{man}$$

Fase di DECELERAZIONE e RULLAGGIO

Il tempo necessario per giungere all'arresto, assegnata una decelerazione costante pari a $a = 2$ m/s^2 , vale:

$$t_r = \frac{V_{att}}{a}$$

In questo tempo viene percorso uno spazio di

$$x_r = \frac{1}{2} a t_r^2$$

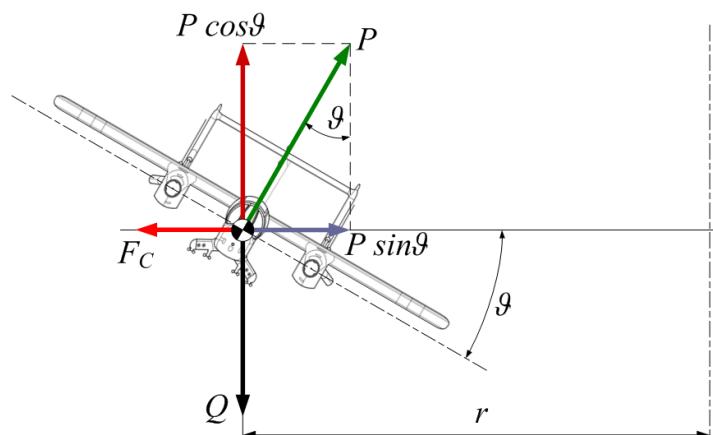
Il **TEMPO TOTALE** è la somma dei tempi parziali:

$$t_{tot} = t_d + t_m + t_r$$

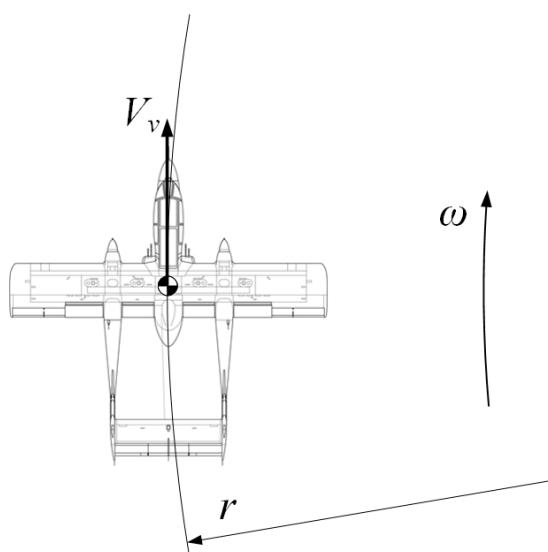
Similmente lo **SPAZIO TOTALE** vale:

$$x_{tot} = x_d + x_m + x_r$$

1.16 VIRATA



Schema delle forze agenti in virata



Virata vista dall'alto

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Condizioni di equilibrio (virata corretta D= 0 N) *	$F_c = P \sin \theta$ $Q = P \cos \theta$	N N
Fattore di contingenza	$n = \frac{P}{Q} = \frac{1}{\cos \theta}$	/
Portanza	$P = n Q$	N
Forza centrifuga	$F_c = \frac{Q V_v^2}{g r}$	N
Relazione tra velocità, raggio e angolo di sbandamento	$\frac{V_v^2}{g r} = \tan \theta$	/
Velocità di virata	$V_v = \sqrt{\frac{2 Q}{\rho S C_P \cos \theta}} = V \cdot \sqrt{n}$	m/s

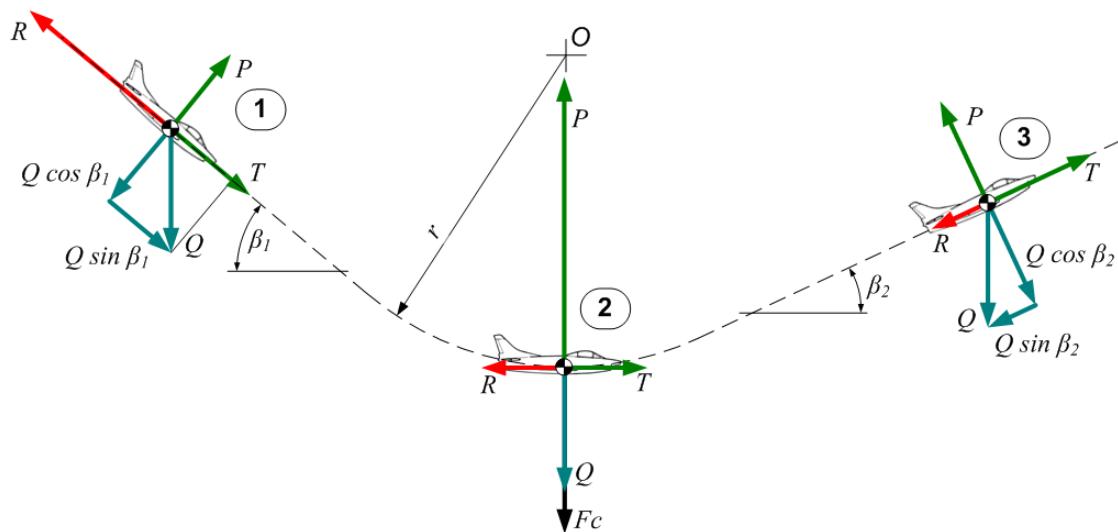
Si ricorda che: $V_v = V \sqrt{n}$ SOLO se l'assetto è costante (stesso assetto del volo rettilineo precedente)

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
	Un caso particolare da tenere in considerazione è quando si vola con V_{NO} , che è la massima velocità di crociera per le normali operazioni, ovvero la velocità massima alla quale la struttura è in grado di assorbire la raffica prescritta dal diagramma di raffica. Vale la relazione $V_c \leq V_{NO} \leq V_{NE}$ (CS-23.1505) Si ricorda che $V_{NE} = 0,9 \cdot V_D$	
Raggio di virata	$r = \frac{Q V_v^2}{P \sin\theta g} = \frac{V_v^2}{n \sin\theta g}$	m
Velocità angolare (rateo di virata)	$\omega = \frac{V_v}{r}$	rad/s

* D = Devianza, forza indotta dall'azionamento del timone in condizioni di virata piatta

1.17 RICHIAMATA



Schema di forze nella virata

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Condizioni di equilibrio (punto 1)	$P = Q \cos \beta_1$ $R = T + Q \sin \beta_1$	N N
Condizioni di equilibrio (punto 2)	$P = n Q = F_c + Q$ $R = T$	N N
Condizioni di equilibrio (punto 3)	$P = Q \cos \beta_2$ $R = T - Q \sin \beta_2$	N N
Forza centrifuga	$F_c = \frac{Q V^2}{g r}$	N
Fattore di contingenza	$n = \frac{P}{Q} = \frac{V^2}{g r} + 1$	/
Raggio di richiamata	$r = \frac{V^2}{(n - 1) g}$	m
Raggio minimo di richiamata (determinato dal massimo fattore di carico)	$r_{\min strutt} = \frac{V^2}{(n_{max} - 1) g}$	m
Raggio minimo di richiamata (determinato dallo stallo del velivolo)	$r_{\min aerod} = \frac{2 Q}{\rho S C_p \max g}$	m
ATTENZIONE: DEVE VALERE SEMPRE LA RELAZIONE: $r_{\min aerod} > r_{\min strutt}$		

1.18 BILANCIAMENTO E CENTRAGGIO

La corretta disposizione dei carichi e la determinazione del Centro di Gravità (CG) dell'aeromobile sono fattori essenziali per la condotta in sicurezza del volo.

Ci si occuperà essenzialmente del bilanciamento lungo l'asse longitudinale in quanto influisce direttamente sull'assetto di volo; non è tuttavia da trascurare la pericolosità di carichi asimmetrici trasversali (carichi esterni, asimmetria nei livelli dei serbatoi alari, ecc.). Questo tipo di bilanciamento può essere corretto con gli alettoni; la portanza addizionale provoca però resistenza supplementare e diminuisce l'efficienza complessiva del volo.

Il costruttore determina, nel corso delle prove in volo di certificazione, l'escursione del CG ammessa per le diverse configurazioni di carico (definizione del limite anteriore e del limite posteriore). Per alcuni aeromobili non sono indicate limitazioni in quanto è di fatto impossibile disporre i carichi in modo tale da uscire dai limiti suddetti.

La determinazione dell'effettiva posizione del CG deve essere effettuata prima di ogni volo in base ai carichi specifici e si basa sulla determinazione della posizione del CG dell'aeromobile "a vuoto" o in altra configurazione standard di riferimento chiaramente specificata.

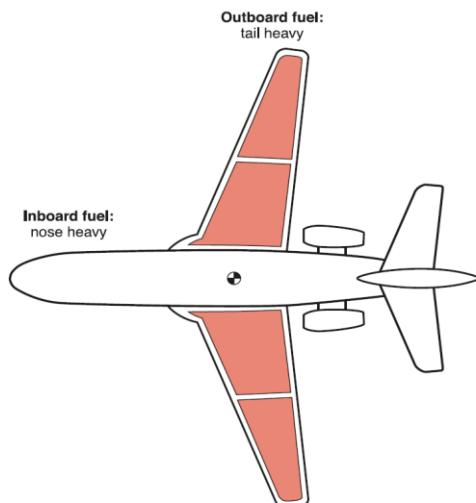
La FAA ha redatto un fascicolo specifico per le problematiche inerenti il bilanciamento e centraggio (FAA-H-8083-1b "Aircraft Weight and Balance Handbook") da cui sono estratti i punti fondamentali di seguito riportati.

1.18.1 Rischi di un caricamento improprio

Un caricamento improprio pone l'aeromobile in condizioni pericolose, soprattutto quando vola a bassa velocità (quindi in prossimità del suolo: decollo e atterraggio) e l'azione aerodinamica sull'equilibratore è ridotta e vi è poca energia di manovra.

Un **carico eccessivo** (oltre il MTOW) FA DECADERE il Certificato di Aeronavigabilità e riduce le caratteristiche di volo dell'aeromobile:

- corsa di decollo più lunga,
- minor angolo di salita,
- tangenza ridotta,
- fattori di sicurezza strutturali ridotti (riduzione del diagramma di manovra),
- variazioni delle caratteristiche complessive di volo,
- riduzione della manovrabilità,
- aumento della velocità di stallo,
- aumento del consumo e riduzione dell'autonomia,
- aumento della stabilità e riduzione della controllabilità,
- impossibilità di raggiungere l'assetto di C_{Pmax} .



Spostamento del CG nei velivoli con ala a freccia e serbatoi alari

Un carico **tropppo avanzato** (rispetto ai limiti determinati dal costruttore) provoca

- aumento del consumo e riduzione dell'autonomia,
- aumento della stabilità,
- scarse attitudini di uscita dalla vite,
- aumentata tendenza all'oscillazione (delfinamento),

- aumento della tendenza a picchiare (soprattutto a bassa potenza),
- difficoltà ad assumere assetti cabrati richiesti nell'atterraggio,
- aumento delle sollecitazioni sul carrello anteriore.

Un carico **tropppo arretrato** provoca:

- aumento del pericolo di stallo,
- comportamento in vite pericoloso,
- instabilità,
- riduzione della velocità di volo,
- scarse caratteristiche di atterraggio.

Si noti che nei velivoli con **ala a freccia e serbatoi contenuti entro l'ala**, il **consumo di combustibile sposta il CG**:

- consumando i serbatoi esterni il CG avanza,
- consumando i serbatoi interni il CG arretra

1.18.2 Posizione del CG

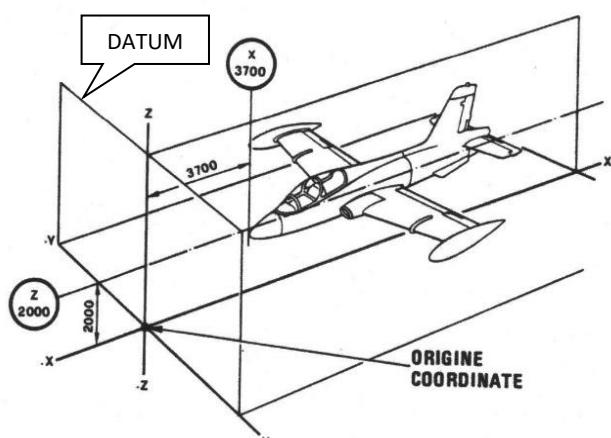
Il costruttore determina, nel corso delle prove in volo di certificazione, l'escursione del CG ammessa per le diverse configurazioni di carico (limite anteriore e limite posteriore). La determinazione dell'effettivo CG deve essere effettuata prima di ogni volo e si basa sulla determinazione della posizione del CG dell'aeromobile "a vuoto" o in altra configurazione standard di riferimento chiaramente specificata.

La posizione del CG può essere:

- assoluta, riferita a un piano di riferimento (datum),
- riferita alla Corda Media Aerodinamica (in percentuale della CMA).

Nel primo caso si utilizza, spesso, il "diagramma delle stazioni" come riferimento dimensionale. Nel caso di velivoli da carico i riferimenti sono segnati sulle pareti del vano di carico. Nei monomotori motoelica il datum è, spesso, la faccia anteriore della paratia parafiamma e spesso è riportato un preciso riferimento per localizzare il punto "zero". Si presti attenzione che, nei velivoli di costruzione statunitense o britannica, le grandezze (dimensioni e pesi) sono espresse col sistema imperiale.

Nel secondo caso è possibile passare al riferimento assoluto conoscendo la lunghezza della CMA e la posizione assoluta del suo bordo d'attacco.



Sistema di riferimento aeromobile, piano di riferimento ("datum")

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

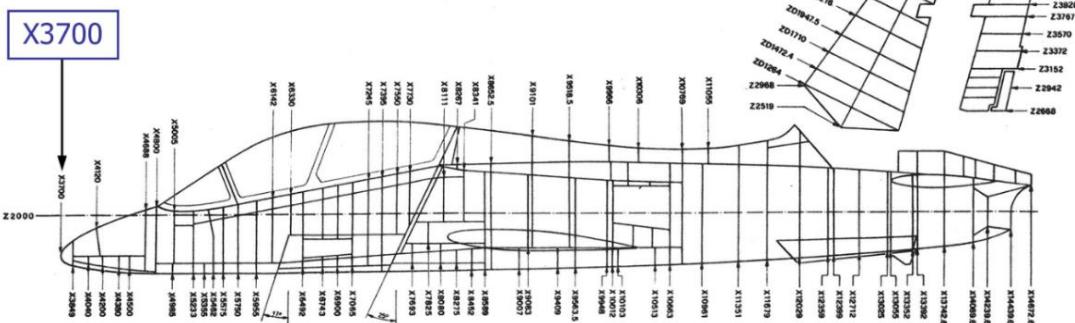
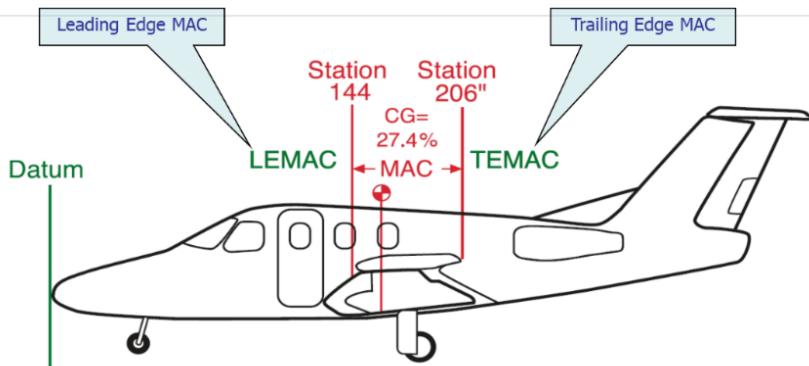
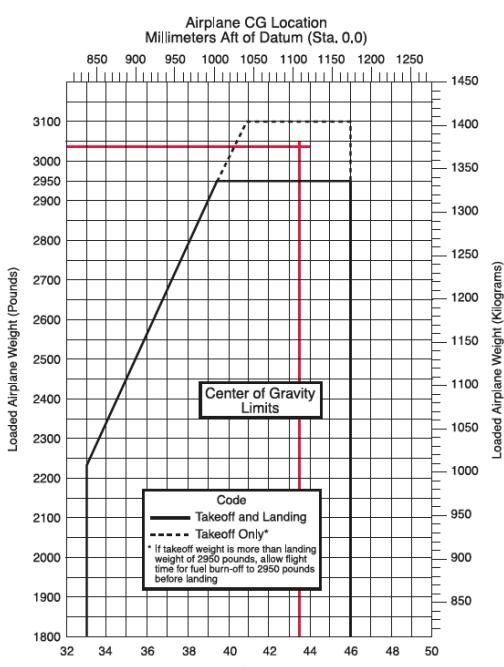


Diagramma delle stazioni di fusoliera



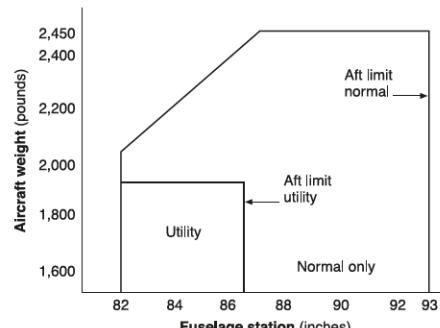
Corda Media Aerodinamica e CG



Le posizioni ammesse del CG possono essere agevolmente visualizzate per mezzo di un grafico. Si noti come, nel grafico sottostante, le diverse configurazioni (Utility o Normal) abbiano estensioni diverse delle escursioni ammesse del CG.

Nel grafico a sinistra le linee rosse chiariscono come utilizzare il grafico e, in questo caso, si noti come vari l'estensione in base al peso.

Le linee che delimitano il grafico possono avere un andamento obliquo o spezzato anche per il limite posteriore.

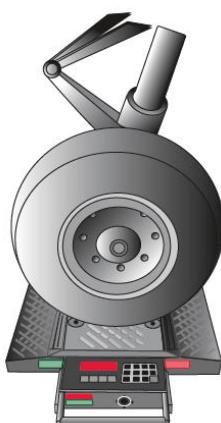


Grafici posizione limite del Centro di Gravità in funzione del peso

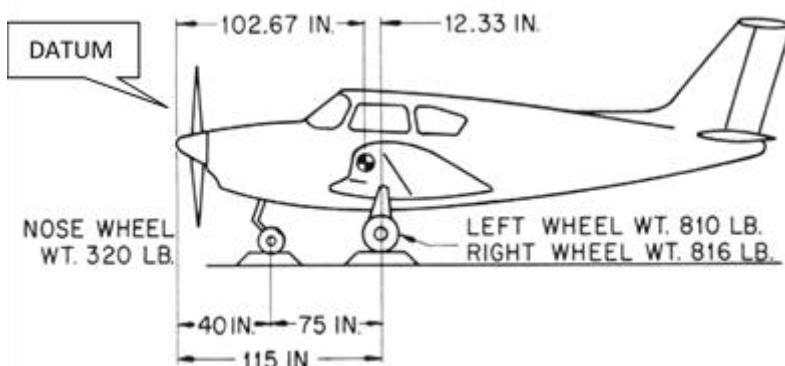
ATTENZIONE: La posizione del CG rispetto all'aeromobile non varia al variare del datum utilizzato.

1.18.3 Determinazione del CG a vuoto.

La posizione del CG a vuoto viene determinata con la pesata dell'aeromobile posizionato in assetto di volo; in tale configurazione sono presenti gli accessori come da certificato di aeronavigabilità, si considerano pieni i serbatoi di olio e liquidi accessori e i serbatoi di carburante/combustibile vuoti (viene ritenuto il carburante/combustibile non drenabile). Molti aeromobili hanno uno specifico manuale con i dati di centraggio e indicazione puntuale degli accessori installati; tali indicazioni sono indispensabili per aggiornare le configurazioni dell'aeromobile.



La pesata, effettuata secondo le indicazioni dello specifico Bilancia digitale posta sotto un carrello manuale, in genere viene effettuata posizionando il carrello su apposite bilance ovvero sollevando l'aeromobile sugli appositi punti di sollevamento sotto i quali sono posizionati estensimetri. In questo caso se le letture tengono conto dei sistemi di sollevamento o livellamento i pesi di tali sistemi dovranno essere scorporati dalla lettura effettuata. Del carrello e dei punti di sollevamento si conoscono le esatte posizioni rispetto al datum.



Esempio di dati rilevati

I dati di pesata del velivolo rappresentato in figura, nel quale il datum coincide con l'estremità dell'ogiva dell'elica, vengono riportati in un prospetto per facilitare il calcolo:

Oggetto	Peso [lb _f]	Braccio [in]	Momento [lb _f in]	CG [in]
Carrello principale destro	816	115	93840	
Carrello principale sinistro	810	115	93150	
Carrello anteriore	320	40	12800	
Totali	1946		199790	102,67

La posizione del CG è calcolata come:

$$CG = \frac{\sum \text{Momenti}}{\sum \text{Pesi}} = \frac{199790}{1946} = 102,76 \text{ in}$$

Si considerano **positivi**:

- le "stazioni" a poppavia del datum;
- i momenti a cabrare (in verso orario).

Una volta determinato il CG dell'aeromobile a vuoto ogni successivo calcolo (relativo alla disposizione dei carichi) farà riferimento a questo valore; l'aeromobile verrà indicato col suo peso complessivo e con la posizione del CG appena vista.

Weight	Arm	Moment	Rotation
+	+	+	Nose up
+	-	-	Nose down
-	+	-	Nose down
-	-	+	Nose up

1.18.4 Determinazione del CG in condizioni di carico

Si redige un prospetto come quello prima riportato nel quale, oltre all'aeromobile a vuoto figurano via via i carichi (passeggeri, bagaglio, combustibile, etc.) con le relative posizioni. Il calcolo della posizione del CG si effettua sempre con la relazione indicata in precedenza

In mancanza di dati reali, per una prima approssimazione si possono utilizzare valori standard:

Benzina (Avgas)	6 lbs/USGal	0,72 kg/dm ³ (0,72 ÷ 0,78 kg/dm ³)
Jet fuel (Avtur)	6,7 lbs/USGal	0,8 kg/dm ³ (0,775 ÷ 0,840 kg/dm ³ a 15 °C)
Olio	7,5 lbs/USGal	0,899 kg/dm ³
Persone	170 lbs/cad	77 kg/cad
Acqua	8,33 lbs/USGal	1 kg/dm ³

Si ricordi che la densità del carburante/combustibile varia al variare della temperatura e, nel caso di aeromobili di grandi dimensioni tale differenza può essere molto significativa (dell'ordine di parecchie centinaia di kilogrammi); molto spesso i dati di variazione di densità sono presenti sulla manualistica dell'aeromobile.

Per il calcolo del peso di carburante consumato (ovvero da imbarcare in base alla durata del volo) si deve considerare il **consumo specifico**:

Motori a pistoni	Turbogetti	Turboelica
1/6 USGal/HP = 0,5 lb/HP ≈ 0,250 kg/HP per grandi potenze: 0,22 ÷ 0,26 kg/kW per piccole potenze: 0,28 ÷ 0,35 kg/kW	0,080 ÷ 0,120 kg/N h ≈ 1kg/daN h	0,35 kg/kW h

1.18.5 Posizioni estreme del CG

Come già ricordato, per ogni aeromobile vengono definiti dei limiti di escursione del CG; per evitare di uscire da questi limiti si devono apprezzare le condizioni di carico "avverso":

- **condizione di carico avverso anteriore**: si considera al MASSIMO il carico posto davanti al limite anteriore e al minimo tutto ciò posto a poppavia;
- **condizione di carico avverso posteriore**: si considera al MASSIMO il carico posto dietro al limite anteriore e al minimo tutto ciò posto davanti a questo limite.

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Per il carburante minimo si considera, in genere (fatte salve indicazioni specifiche) mezz'ora di volo al 90% della potenza massima.

Negli aerei cargo è buona norma posizionare in prossimità del CG il carico di massa maggiore, distribuendo il restante carico davanti e dietro di esso.

1.18.6 Calcolo delle posizioni aggiornate

A seguito di aggiunte o rimozioni di accessori non è necessario procedere a nuove pesate ma è sufficiente considerare la nuova posizione utilizzando il prospetto già visto, avendo cura di contrassegnare col segno “meno” quanto viene rimosso e calcolare il relativo momento. Notare che la rimozione di un carico posto davanti al datum genera un momento positivo.

Dal prospetto esemplificativo che segue si possono apprezzare pesi e posizioni di vari accessori e eseguire le necessarie operazioni di aggiornamento (i valori contrassegnati da asterisco rappresentano il peso del kit completo, costituito dalle parti elencate nelle righe successive). I “capitoli” sono riferiti ai “Capitoli ATA”.

Item No	Equipment List Description	Ref Drawing	Wt (lbs.)	Arm (ins.)
24-04-S	Basic Avionics Kit Installation - Support Straps Installation - Avionics Cooling Fan Installation - Avionics Ground Installations - Circuit Breaker Panel Installation - Microphone Installation - Omni Antenna Installation - Omni Antenna Cable Assembly Installation		4.3* 0.1 1.6 0.1 1.5 0.2 0.5 0.3	55.5* 10.0 3.0 41.0 16.5 18.5 252.1 248.0
25-01-R	Chapter 25 – Equipment/Furnishings			
25-02-S	Seat, Pilot, Adjustable		33.8	41.5
25-03-S	Seat, Copilot, Adjustment		33.8	41.5
25-04-R	Seat, Rear, Two Piece Back Cushion		50.0	82.0
25-05-S	Seat Belt and Shoulder Harness, Inertia Reel, Pilot and Copilot		5.2	50.3
25-06-S	Seat Belt and Shoulder Harness, Inertia Reel, Rear Seat		5.2	87.8
25-07-S	Sun Visors (Set of 2)		1.2	33.0
25-08-S	Baggage Retaining Net		0.5	108.0
25-09-S	Cargo Tie Down Rings (10 Tie Downs)		0.4	108.0
25-10-R	Pilot's Operating Checklist (Stowed in Instrument Panel Map Case)		0.3	15.0
25-11-S	Pilot's Operating Handbook and FAA Approved Airplane Flight Manual (Stowed in Pilot's Seat Back)		1.2	61.5
25-12-S	Fuel Sampling Cup		0.1	14.3
25-13-S	Tow Bar, Nose Gear (Stowed)		1.7	108.0
	Emergency Locator Transmitter Installation - ELT Transmitter - Antenna and Cable Assembly - Hardware		2.2* 1.7 0.4 0.1	134.8* 135.0 133.0 138.0
Chapter 26 – Fire Protection				
26-01-S	Fire Extinguisher Installation - Fire Extinguisher - Mounting Clamp & Hardware		5.3* 4.8 0.5	29.0* 29.0 29.0
Chapter 27 – Flight Controls				
27-01-S	Dual Controls Installation, Right Seat - Control Wheel, Copilot - Rudder and Brake Pedal Installation Copilot		6.3* 2.0 4.3	12.9* 26.0 6.8

2 PROGETTAZIONE E COSTRUZIONE

2.1 CARATTERISTICHE COSTRUTTIVE DEGLI AEROMOBILI

Prima di introdurre i requisiti costruttivi degli aeromobili e i concetti di base della progettazione, è opportuno offrire una presentazione dell'impianto normativo che regola la costruzione (aeronavigabilità iniziale – **Initial Airworthiness**) e il mantenimento in servizio (mantenimento dell'aeronavigabilità – **Continous Airworthiness**) degli aeromobili.

2.1.1 Inquadramento normativo

2.1.1.1 Cenni storici

Nei primi anni della storia dell'aviazione erano praticamente nulli i riferimenti normativi inerenti alla costruzione e la conduzione degli aeromobili; questo è evidenziato dall'elevato peso che i fattori tecnici avevano nella casistica degli incidenti di volo.

Tra i primi enti destinati a supervisionare la costruzione degli aeromobili si trova l'ente italiano RINA (Registro Italiano Navale e Aeronautico) costituitosi nel 1921 sull'impianto del Registro Navale Italiano attivo già dal 1861; il RINA, per il settore aeronautico, diverrà RAI (Registro Aeronautico Italiano) nel 1938 e proseguirà le sue attività sino al 1997 con l'istituzione di ENAC (Ente Nazionale Aviazione Civile).

Similmente alla situazione italiana anche gli altri stati europei si erano dotati enti di controllo e certificazione.

Negli Stati Uniti furono emesse le prime certificazioni di aeronavigabilità nel 1927 da parte dell'Aeronautics Branch of the Department of Commerce, nel 1938 subentrò a tale ente la CAA (Civil Aviation Authority) che rimase attiva sino al 1958, anno di fondazione della FAA (Federal Aviation Administration).

In queste condizioni ogni stato si era perciò dotato una propria normativa di settore; tali normative non erano vicendevolmente riconosciute e questa frammentazione era fortemente penalizzante sia per le aziende costruttrici e sia per gli operatori.

2.1.1.2 ICAO

Già nel corso della 2^a Guerra Mondiale fu evidente che il trasporto aereo avrebbe avuto enorme sviluppo; nel 1944, su spinta degli USA, venne firmata la "**Convenzione di Chicago**", a cui aderirono 52 stati. La Convenzione sancì la formazione dell'ICAO (International Civil Aviation Organization); oltre alla nascita dell'ICAO, la "Convenzione di Chicago" affermò le "Freedoms of Air". L'ICAO è attualmente un'agenzia dell'ONU (organizzazione delle Nazioni Unite). Scopi di ICAO sono quelli di organizzare uno sviluppo dell'aviazione civile secondo linee ordinate e idonee a garantire la sicurezza, di favorire sviluppo di tecniche di navigazione nonché tecniche di costruzione e impiego degli aeromobili. Questi obiettivi vengono indicati negli **Annessi ICAO** (ICAO Annexes) emessi a partire dal 1947. Attualmente gli annessi sono 19:

Annex 1 – Personal licensing	Annex 6 – Operation of aircraft (3 parts)
Annex 2 – Rules of the air	Annex 7 – Aircraft nationality and registration marks
Annex 3 – Meteorological services for international air navigation	Annex 8 – Airworthiness of aircraft
Annex 4 – Aeronautical charts	Annex 9 – Facilitation
Annex 5 – Units of measurement used in air	

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Annex 10 – Aeronautical telecommunications (5 parts)	Annex 15 – Aeronautical Information services
Annex 11 – Air traffic services	Annex 16 – Environmental protection (2 parts)
Annex 12 – Search and rescue	Annex 17 – Security & safeguarding
Annex 13 – Aircraft accident and incident investigation	Annex 18 – Transport of dangerous goods
Annex 14 – Aerodromes (4 parts)	Annex 19 – Safety management

Agli Annessi ICAO applicabili si rifanno tutti i regolamenti sviluppati da enti nazionali e sovranazionali (FAA, EASA).

Attualmente aderiscono all'ICAO 193 stati; 36 di questi sono ammessi al consiglio direttivo.

2.1.1.3 La FAA e i regolamenti FAR

È necessario rilevare come gli enti americani hanno avuto un impatto notevole sull'evoluzione normativa del settore per l'importanza dell'industria aeronautica statunitense; queste norme sono state inserite nel Codice dei Regolamenti Federali (Code of Federal Regulations - **CFR**). Il CFR è la codificazione dei regolamenti generali e permanenti promulgati dai dipartimenti esecutivi e dalle agenzie del governo federale degli Stati Uniti. Il CFR è suddiviso in 50 titoli che rappresentano vaste aree soggette a regolamentazione federale; il **titolo 14** riguarda l'aeronautica e lo spazio. All'interno di tale titolo sono presenti tutti i riferimenti normativi del settore (dalla costruzione e certificazione degli aeromobili sino alla costruzione degli aeroporti).

Al capitolo 1 (**Federal Aviation Administration**, Department of Transport) il sotto-capitolo C (Aircraft) tratta la certificazione degli aeromobili, componenti e accessori al fine di ottenere l'aeronavigabilità iniziale per mezzo della rispondenza a regolamenti (FAR **Federal Aviation Regulations**).

▼ Title 14 Aeronautics and Space	Part / Section
▼ Chapter I Federal Aviation Administration, Department of Transportation	1 – 199
▼ Subchapter A Definitions and General Requirements	1 – 5
Part 1 Definitions and Abbreviations	1.1 – 1.3
Part 3 General Requirements	3.1 – 3.205
Part 5 Safety Management Systems	5.1 – 5.97
► Subchapter B Procedural Rules	11 – 17
► Subchapter C Aircraft	21 – 59
► Subchapter D Airmen	60 – 68
▼ Subchapter E Airspace	71 – 77
Part 71 Designation of Class A, B, C, D, and E Airspace Areas; Air Traffic Service Routes; and Reporting Points	71.1 – 71.901
Part 73 Special Use Airspace	73.1 – 73.85
<i>Part 75 [Reserved]</i>	
Part 77 Safe, Efficient Use, and Preservation of the Navigable Airspace	77.1 – 77.41
► Subchapter F Air Traffic and General Operating Rules	89 – 109
► Subchapter G Air Carriers and Operators for Compensation or Hire: Certification and Operations	110 – 139
► Subchapter H Schools and Other Certificated Agencies	140 – 147
► Subchapter I Airports	150 – 169
▼ Subchapter J Navigational Facilities	170 – 171
Part 170 Establishment and Discontinuance Criteria for Air Traffic Control Services and Navigational Facilities	170.1 – 170.15
Part 171 Non-Federal Navigation Facilities	171.1 – 171.327
► Subchapter K Administrative Regulations	183 – 193
<i>Subchapters L–M [Reserved]</i>	
▼ Subchapter N War Risk Insurance	198 – 199
Part 198 Aviation Insurance	198.1 – 198.17
<i>Part 199 [Reserved]</i>	

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

	Part / Section
▼ Title 14 Aeronautics and Space	
▼ Chapter I Federal Aviation Administration, Department of Transportation	
▼ Subchapter C Aircraft	
► Part 21 Certification Procedures for Products and Articles	1 – 199
► Part 23 Airworthiness Standards: Normal Category Airplanes	21 – 59
► Part 25 Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes	23.1457 – 23.2620
► Part 26 Continued Airworthiness and Safety Improvements for Transport Category Airplanes	25.1 – 25.1801
► Part 27 Airworthiness Standards: Normal Category Rotorcraft	26.1 – 26.49
► Part 29 Airworthiness Standards: Transport Category Rotorcraft	27.1 – 27.1589
► Part 31 Airworthiness Standards: Manned Free Balloons	29.1 – 29.1589
► Part 33 Airworthiness Standards: Aircraft Engines	31.1 – 31.85
► Part 34 Fuel Venting and Exhaust Emission Requirements for Turbine Engine Powered Airplanes	33.1 – 33.201
► Part 35 Airworthiness Standards: Propellers	34.1 – 34.71
► Part 36 Noise Standards: Aircraft Type and Airworthiness Certification	35.1 – 35.47
► Part 39 Airworthiness Directives	36.1 – 36.1583
► Part 43 Maintenance, Preventive Maintenance, Rebuilding, and Alteration	39.1 – 39.27
▼ Part 45 Identification and Registration Marking	43.1 – 43.17
Subpart A General	45.1 – 45.33
Subpart B Marking of Products and Articles	45.1
Subpart C Nationality and Registration Marks	45.10 – 45.16
▼ Part 47 Aircraft Registration	45.21 – 45.33
Subpart A General	47.1 – 47.71
Subpart B Certificates of Aircraft Registration	47.1 – 47.19
Subpart C Dealers' Aircraft Registration Certificate	47.31 – 47.51
► Part 48 Registration and Marking Requirements for Small Unmanned Aircraft	47.61 – 47.71
► Part 49 Recording of Aircraft Titles and Security Documents	48.1 – 48.205
Parts 50–59 [Reserved]	49.1 – 49.63

Struttura del sotto-capitolo C inerente ai requisiti di certificazione

Di fatto, nei decenni passati, la rispondenza alle norme FAR era l'unico metodo per avere un mercato mondiale (o quasi) per i propri prodotti; ad una certificazione nazionale faceva immediatamente seguito la certificazione FAR.

2.1.1.4 ENAC

Con il D. Lgs. n. 250 del 31/07/1997 il Ministero dei Trasporti e della Navigazione riunisce in ENAC le competenze e le funzioni del Registro aeronautico italiano (RAI), della Direzione generale dell'aviazione civile (DGAC) del Ministero dei Trasporti e della Navigazione e dell'Ente nazionale della gente dell'aria (ENGA). Lo scopo di ENAC è di stabilire standard di sicurezza, gestire le operazioni di volo (civili), gestire gli aeroporti, gestire standard di certificazione e supervisionare la produzione di aeromobili e componenti, la qualificazione del personale tecnico e di volo.

ENAC fa parte di organizzazioni internazionali del settore:

- ICAO (International Civil Aviation Organization)
- ECAC (European Civil Aviation Conference)
- EASA (European Aviation Safety Agency)

Ha fatto parte di JAA (Joint Aviation Authorities) negli anni in cui tale organizzazione era operativa (prima della formazione di EASA).

Tra i mandati istituzionali di ENAC si deve evidenziare il controllo della sicurezza, sia come **safety** che come **security**, nel rispetto della normativa internazionale. Per safety si intende la sicurezza dal punto di vista della progettazione, costruzione, manutenzione ed esercizio degli aeromobili nonché la valutazione dell'idoneità degli operatori aerei e del personale di volo. Con security, invece, si intende la sicurezza a terra, all'interno e all'esterno dell'aeroporto e anche a bordo rivolta alla prevenzione di atti illeciti (sabotaggi, dirottamenti).

ENAC, dal momento in cui EASA ha raggiunto la piena operatività, garantisce la corretta applicazione delle norme/regolamenti EASA sul territorio italiano.

2.1.1.5 JAA

Con il rafforzarsi dell'idea di Comunità Europea e con la nascita di importanti consorzi di aziende aeronautiche (Airbus), sin dal 1970, si inizia a farsi sempre più evidente il desiderio di affrancarsi dagli standard nazionali e americani pur guardando a questi ultimi in un'ottica di armonizzazione. Per questo scopo venne creata la **JAA** (Joint Airworthiness Authority, successivamente rinominata in Joint Aviation Authority). Alla JAA partecipavano le autorità aeronautiche della Comunità Europea e di altre nazioni europee, del bacino del mediterraneo e paesi vicini. L'insediamento ufficiale avvenne con la firma dell'accordo di Cipro nel 1990.

Inizialmente con campo d'azione limitato alla certificazione di grandi aeroplani e motori, via via il campo d'azione si è allargato sino a coprire tutti i campi interessati dai regolamenti FAR. Gli standard di certificazione erano contenuti nelle JAR (Joint Aviation Regulation). Nell'ottica dell'armonizzazione normativa, di fatto, si trattava di una "trasposizione" delle norme FAR con adeguamento di unità di misura e modifiche di dettagli minori. Da rilevare che la numerazione dei regolamenti/norme, dei capitoli, dei paragrafi rimane uguale a quella FAR.

2.1.1.6 EASA

Con l'affermarsi dell'Unione Europea, era però necessario andare oltre le capacità operative (e normative di JAA), pertanto nel 2000 viene dato mandato alla Commissione Europea di sviluppare un Regolamento europeo che istituisca un'agenzia per la sicurezza aerea. Con il **Regolamento (CE) n. 1592/2002** viene istituita EASA che, dal 2003, progressivamente va a sostituirsi alle autorità nazionali in tutte le attività di certificazione di prodotti, approvazione di organizzazioni e personale, standardizzazione delle licenze del personale e sicurezza aeroportuale (security).

Al Regolamento (CE) n. 1592/2002 (detto anche "Regolamento base" si sono successivamente affiancati regolamenti specifici che prendono in esame i diversi campi di applicazione.

Si noti che, trattandosi di Regolamenti europei (emessi dal Parlamento Europeo e dal Consiglio e pubblicati sulla Gazzetta ufficiale dell'Unione europea) se ne ha una applicazione immediata (nei termini temporali indicati dal regolamento stesso) e non è necessario un atto di recepimento nazionale.

2.1.1.6.1 EASA e i regolamenti UE applicabili

Al regolamento base, **soggetto a periodici aggiornamenti**, si sono aggiunti i regolamenti specifici; il prospetto che segue permette di visualizzare i campi di azione di tali regolamenti. I regolamenti evidenziati in grassetto (e per i quali è riportato il Regolamento (UE) in vigore al momento della stesura del documento) sono quelli che interessano direttamente la progettazione, costruzione e mantenimento in servizio degli aeromobili; le altre parti sono riportate unicamente per completezza per permettere di comprendere la complessità del quadro normativo aeronautico. Si raccomanda di verificare sul sito istituzionale EASA lo stato di validità e gli aggiornamenti dei Regolamenti (UE) applicabili.

È opportuno ricordare che a EASA fanno capo nazioni (e imprese) non solamente europee.

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

- **BASIC REGULATION** (Regolamento (UE) n. 2018/1139) – a questo regolamento fanno capo:
 - Annex 1. Aircraft referred to in point (d) of Article 2(3)
 - Annex 2. Essential Requirements for Airworthiness
 - Annex 3. Essential Requirements for Environmental Compatibility related to Products
 - Annex 4. Essential Requirements for Aircrew
 - Annex 5. Essential Requirements for Air Operations
 - Annex 6. Essential Requirements for Qualified Entities
 - Annex 7. Essential Requirements for Aerodromes
 - Annex 8. Essential Requirements for ATM/ANS and Air Traffic Controllers
 - Annex 9. Essential Requirements for Unmanned Aircraft
 - Annex 10. Correlation Table
- **Initial Airworthiness** (Regolamento (UE) n. 748/2012)
 - Annex 1. Part 21
 - Annex 2. Repealed regulation – list of amendment
 - Annex 3. Correlation table
- Additional Airworthiness Specifications for operations (Regolamento (UE) 2015/640)
 - Annex 1. Part 26
- **Continuing Airworthiness** (Regolamento (UE) n. 1321/2014)
 - Annex 1. Part-M
 - Annex 2. Part-145
 - Annex 3. Part-66 (Regolamento (UE) 2018/1142)
 - Annex 4. Part-147 (Regolamento (UE) 2018/1142)
 - Annex 5. a - Part-T
 - b - Part -ML
 - c - Part-CAMO
 - d - Part-CAO
- Air Crew
 - Annex 1. Part-FCL
 - Annex 2. Conversion of non-EU Licenses
 - Annex 3. Licenses of non-EU states
 - Annex 4. Part-MED
 - Annex 5. Part-CC
 - Annex 6. Part-ARA
 - Annex 7. Part-ORA
 - Annex 8. Part-DTO
- Air Operations
 - Annex 1. Definitions
 - Annex 2. Part-ARO
 - Annex 3. Part-ORO
 - Annex 4. Part-CAT
 - Annex 5. Part-SPA
 - Annex 6. Part-NCC
 - Annex 7. Part-NCO
 - Annex 8. Part-SPO
- Balloons – Air operations
 - Annex 1. Part-DEF
 - Annex 2. Part-BOP

Annex 3. Part-BFCL

- Sailplanes – air operators
 - Annex 1. Part-DEF
 - Annex 2. Part-SAO
 - Annex 3. Part-SFCL
- Third Country Operators
 - Annex 1. Part TCO
 - Annex 2. Part ART
- ATM/ANS provision of services - Air Traffic Management/Air Navigation Services GEN
 - Annex 1. Definitions
 - Annex 2. Part-ATM/ANS.AR
 - Annex 3. Part-ATM/ANS.OR
 - Annex 4. Part-ATS
 - Annex 5. Part-MET
 - Annex 6. Part-AIS
 - Annex 7. Part-DAT
 - Annex 8. Part-CNS
 - Annex 9. Part-ATFM
 - Annex 10. Part-ASM
 - Annex 11. Part-FPD
 - Annex 12. Part-NM
 - Annex 13. Part-PERS
- Interoperability of the European ATM Network
 - Annex 1. Air Traffic Controllers
 - Annex 2. Part ATCO
 - Annex 3. Part ATCO.AR
 - Annex 4. Part ATCO.OR
 - Annex 5. Part ATCO.MED
- Airspace usage requirements (ACAS II)
 - Annex 1. Part-ACAS
- Airspace usage requirements (PBN)
 - Annex 1. Subpart BPN
- SERA
 - Annex 1. Standardised European rules of the air
- Aerodromes
 - Annex 1. DEF
 - Annex 2. PART-ADR.AR
 - Annex 3. PART-ADR.OR
 - Annex 4. PART-ADR.OPS
- Unmanned Aircraft System (UAS) (Rules and procedures for the operation of unmanned aircraft)
 - Annex 1. UAS ops in the 'Open' and 'Specific' categories
- UAS and third country operators of unmanned aircraft systems
- Regulatory framework for the U-space
 - Annex 1. Criteria for the definition of capabilities, performance requirements, operational conditions and airspace constraints referred to in Article 3(4)

Annex 2. Publication of the common information referred to in Article 5(4)(a)

Annex 3. Data quality, data latency and data protection requirements referred to in Article 5(4)(b) and Article

2.1.1.6.2 DOA - Design Organization Approval

A EASA, con il “Regolamento base”, è affidato il compito di approvare le organizzazioni di progettazione; tale approvazione (**DOA**: Design Organization Approval) certifica che l’organizzazione possiede i requisiti tecnici, organizzativi e funzionali atti a elaborare un progetto sicuro che rispetti gli standard di certificazione previsti dalla Part-21. La DOA è rilasciata da EASA dopo le verifiche del caso.

2.1.1.6.3 POA: Production Organization Approval

Similmente alla fase di progetto, anche la fase di produzione deve essere certificata con il riconoscimento dell’organizzazione di produzione (**POA**: Production Design Approval) secondo quanto previsto dalla Part-21. La POA è rilasciata dall’ente nazionale alla quale è avanzata la richiesta e comunicata a EASA.

Un’organizzazione può possedere entrambe le approvazioni e quindi è in grado di progettare e costruire aeromobili o loro componenti, oppure le due approvazioni possono essere disgiunte (un’organizzazione progetta e un’altra costruisce). In entrambi i casi l’organizzazione può anche non avere sede in una nazione dell’Unione Europea.

2.1.2 Aeronavigabilità Iniziale - Caratteristiche costruttive dei prodotti

Le caratteristiche costruttive degli aeromobili rientrano nei requisiti di aeronavigabilità iniziale (Initial Airworthiness) descritti dal Regolamento (UE) n. 748/2012, Part-21. La Part-21 è denominata “Airworthiness and Environmental Certification” e a questa fanno capo le **Certification Specifications** che definiscono in dettaglio le caratteristiche costruttive degli aeromobili:

- AMC-20 General Acceptable Means of Compliance for Airworthiness of Products, Parts and Appliances
- **CS-22 Sailplanes and Powered Sailplanes**
- **CS-23 Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Aeroplanes**
- **CS-25 Large Aeroplanes**
- CS-26 Additional airworthiness specifications for operations
- **CS-27 Small Rotorcraft**
- **CS-29 Large Rotorcraft**
- CS-31GB Gas Balloons
- CS-31HB Hot Air Balloons
- CS-31TGB Tethered Gas Balloons
- CS-34 Aircraft Engine Emissions and Fuel Venting
- CS-36 Aircraft Noise
- CS-APU Auxiliary Power Units
- CS-AWO All Weather Operations
- CS-CCD Cabin Crew Data
- CS-CO2 Certification Specifications, Acceptable Means of Compliance and Guidance Material for Aeroplane CO2 Emissions (CS-CO2)
- CS-Definitions on Definitions and Abbreviations
- CS-E Engines

- CS-ETSO European Technical Standard Orders
- CS-FCD Flight Crew Data
- CS-GEN-MMEL Generic Master Minimum Equipment List
- **CS-LSA Light Sport Aeroplanes**
- CS-MCSD Certification Specifications for Maintenance Certifying Staff Data
- CS-MMEL Master Minimum Equipment List
- CS-P Propellers
- CS-SIMD Simulator Data
- CS-STAN Standard Changes and Standard Repairs
- **CS-VLA Very Light Aeroplanes**
- CS-VLR Very Light Rotorcraft

Sono evidenziati gli aeromobili dei quali si forniranno maggiori dettagli costruttivi nel seguito del manuale.

2.1.3 Mantenimento dell'aeronavigabilità

Pur non riguardando le caratteristiche costruttive degli aeromobili, è opportuno, accennare alle parti relative al mantenimento dell'aeronavigabilità ed alle figure di rilievo.

2.1.3.1 Part-M

La "Part-M" riguarda essenzialmente i requisiti necessari per il mantenimento dell'aeronavigabilità continua (Continuous Airworthiness) e per l'approvazione delle organizzazioni preposte al mantenimento dell'aeronavigabilità continua (**CAMO**: Continuous Airworthiness Management Organization; stabilisce inoltre le modalità per il rinnovo del certificato di aeronavigabilità (ARC: Airworthiness Review Certificates).

Il responsabile dell'organizzazione CAMO è il **Continuous Airworthiness Postholder** a cui fa capo il compito di garantire che l'organizzazione operi nel rispetto delle regolamentazioni in vigore. In particolare deve assicurare che le attività di manutenzione siano compiute nel rispetto del programma di manutenzione, venga effettuata la continua sorveglianza dell'aeronavigabilità (controllo delle scadenze), vengano correttamente programmate le ispezioni e le manutenzioni calendarizzare, vengano utilizzati ricambi certificati e approvati, il personale sia adeguatamente addestrato e aggiornato.

2.1.3.2 Part-145

Questa parte definisce le linee guida sia per la corretta manutenzione dei prodotti dotati di certificato di aeronavigabilità sia per i requisiti di approvazione delle organizzazioni di manutenzione (**AMO**: Approved Maintenance Organization). La figura responsabile di tale organizzazione è il **Maintenance Manager** che ha principalmente i responsabilità seguenti:

- far eseguire da personale autorizzato (Certified Staff) le manutenzioni sui materiali (velivoli e componenti) richieste dalla CAMO che affida alla AMO l'esecuzione delle manutenzioni
- far rispettare le procedure previste dalle pubblicazioni tecniche (manualistica) relative al prodotto in manutenzione e dal manuale dell'impresa (MOE: Maintenance Organization Exposition)
- garantire che i livelli di addestramento del personale siano adeguati (sia come livelli iniziali che come aggiornamento)
- garantire un efficace sistema di reporting di inconvenienti/guasti, tali da mettere in a rischio la sicurezza del volo, alle autorità e alle aziende costruttrici

2.1.3.3 Part-66

Con la Part-66 dettaglia sia i requisiti necessari per ottenere la Licenza di Manutentore Aeronautico (**LMA**) sia i programmi di addestramento e formazione che devono essere svolti per poter ottenere la licenza. Il programma di addestramento è diviso in "moduli" (che possono in minima parte differire per le diverse qualifiche) che devono essere superati per poter raggiungere il rilascio della licenza.

2.1.3.4 Part-147

Questa parte è strettamente legata alla Part-66 in quanto definisce le caratteristiche di una **Scuola Approvata** idonea a erogare i "moduli" richiesti per la licenza LMA. La figura di maggiore responsabilità è il Training Manager che deve garantire che la scuola mantenga i livelli formativi richiesti, che sia dotata delle necessarie attrezzature e spazi, che il materiale addestrativo sia adeguato e che le registrazioni del percorso (registri, prove d'esame) siano correttamente redatti e conservati per un tempo illimitato.

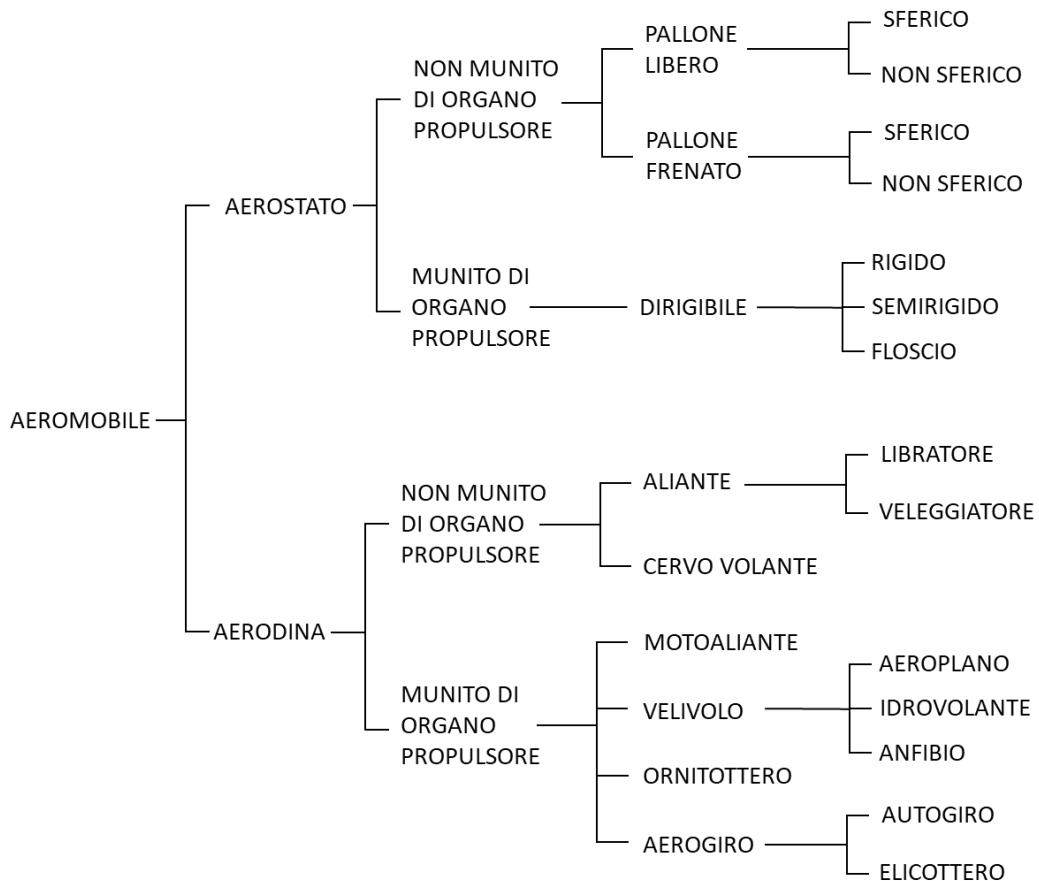


Schema riassuntivo dei Regolamenti (UE) riguardanti l'aeronavigabilità iniziale e il suo mantenimento
(a giugno 2023)

2.1.4 Classificazione degli aeromobili

Gli aeromobili possono essere classificati secondo diversi criteri, ad esempio in base all'architettura costruttiva o in base al tipo di propulsore o alle caratteristiche di decollo/atterraggio.

Anche se datata, e non completa alla luce delle nuove tipologie di aeromobili (convertiplani), si propone la classificazione utilizzata da ENAC nel "Regolamento Tecnico" (aggiornamento 2019).

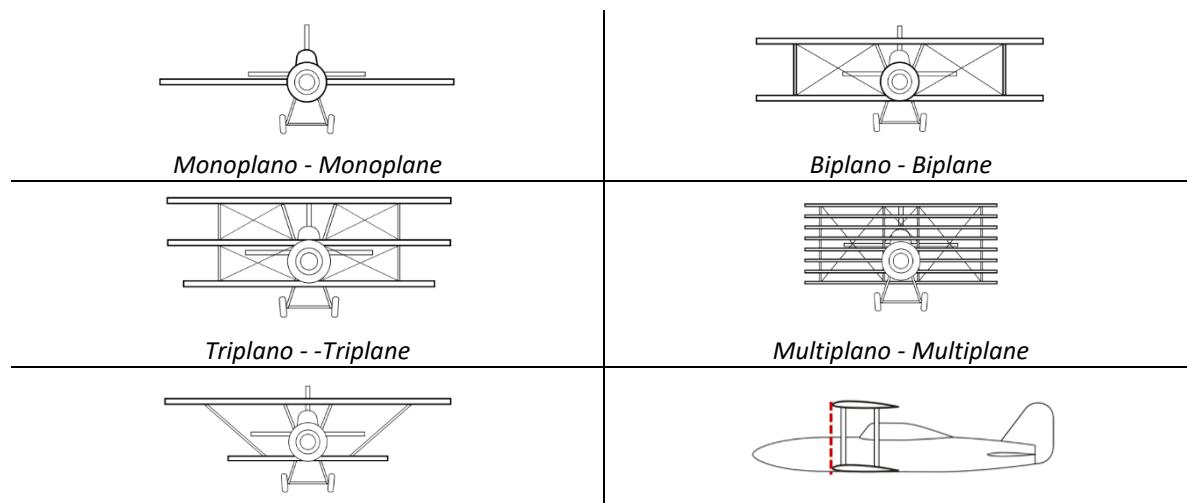


Si noti che:

- con il termine “velivolo” si intende un’ aerodina munita di “velatura” (ala);
- con il termine “libratore” si intende un aliante destinato al volo librato (volo in discesa)
- con il termine “veleggiatore” si intende un aliante in grado di veleggiare, quindi di volare sfruttando le correnti ascensionali, essenzialmente grazie al minore carico alare e quindi può realizzare voli di lunga durata.
- I “cervi volanti” sono gli aquiloni e altri aeromobili vincolati al suolo che si innalzano per effetto del vento

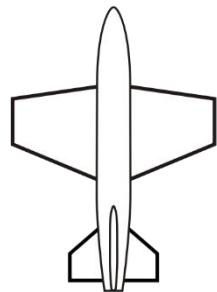
2.1.5 Architetture costruttive (velivoli)

Il prospetto che segue presenta le architetture costruttive più comuni.

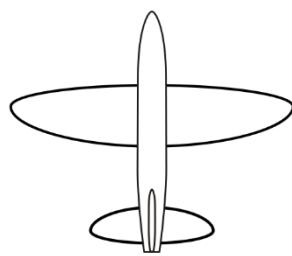


ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

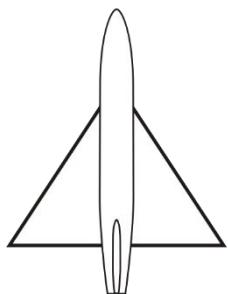
<i>Sesquiplano - -Sesquiplane</i>	<i>Biplane a scalamento nullo – Unstaggered wing</i>
<i>Biplano a scalamento positivo Forward stagger</i>	<i>Biplano a scalamento negativo Backward stagger</i>
<i>Monoplano ad ala bassa Low wing monoplane</i>	<i>Monoplano ad ala media Mid wing monoplane</i>
<i>Monoplano ad ala alta High wing monoplane</i>	<i>Monoplano con ala a parasole Parasol wing monoplane</i>
<i>Ala a sbalzo – Cantilever wing</i>	<i>Ala controventata – Strut braced wing</i>
<i>Ala tirantata – Wire braced wing</i>	<i>Idrovolante a scarponi - Floatplane</i>
<i>Idrovolante / anfibio a scafo centrale Flying boat / amphibious</i>	<i>Ala rettangolare – Rectangular wing</i>
<i>Ala rastremata – Tapered wing</i>	<i>Ala a freccia nulla – Staright wing</i>
<i>Ala a freccia – Swept wing</i>	<i>Ala a freccia negativa – Forward swept wing</i>



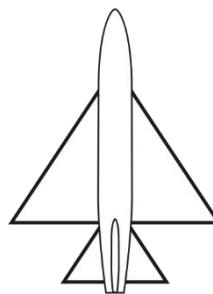
Ala trapezia – Trapezoidal wing



Ala ellittica – Elliptical wing



Ala a delta puro – Tail-less delta wing



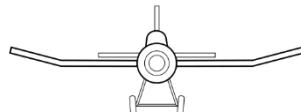
Ala a delta con impennaggi
Tailed delta wing



Ala a diedro negativo – Dihedral wing



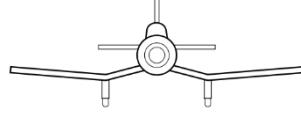
Ala a diedro positivo – Anhedral wing



Ala a doppio diedro – Upward cranked wing



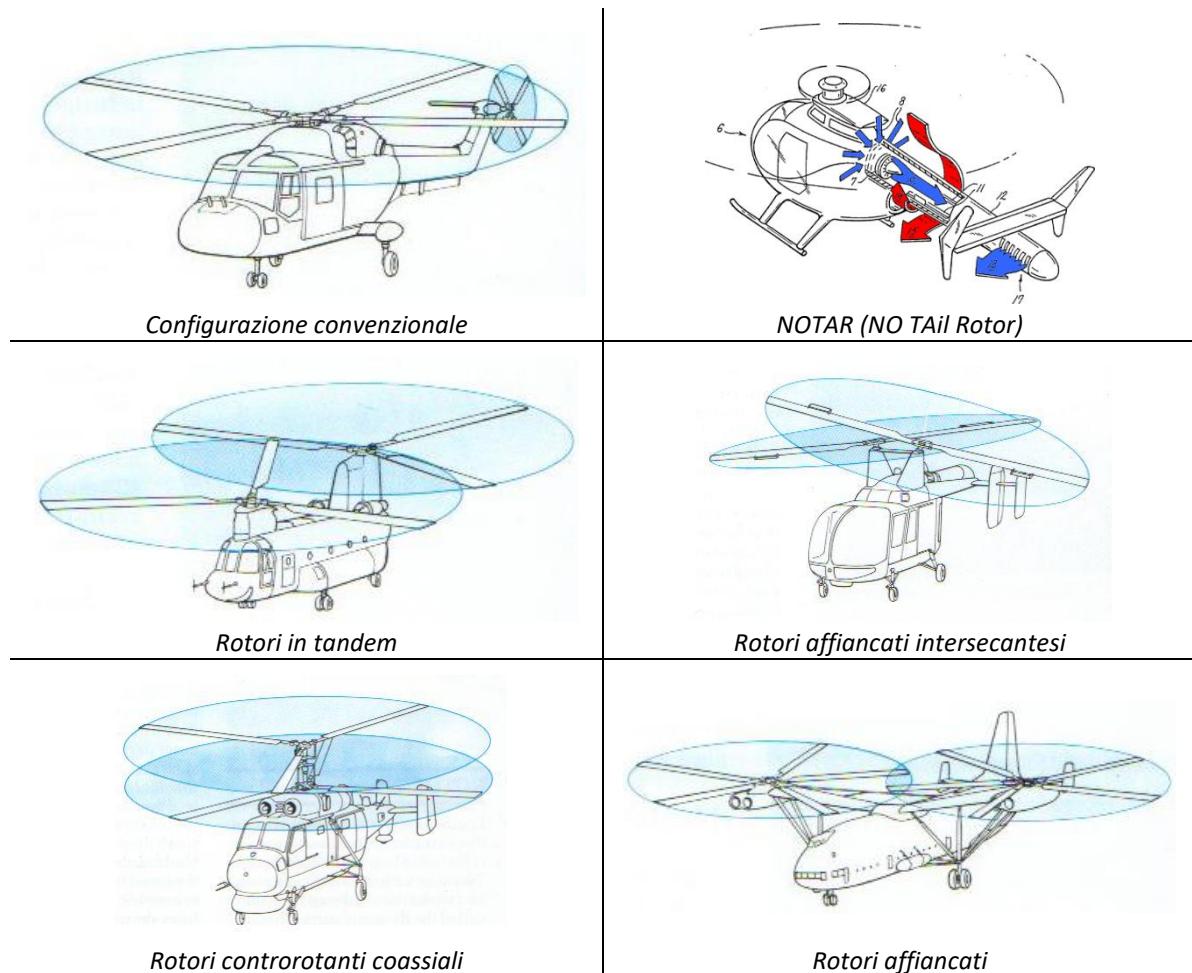
Ala a gabbiano – Gull wing



Ala a gabbiano invertita
Inverted gull wing

2.1.6 Architetture costruttive (elicotteri)

Le architetture costruttive degli elicotteri possono essere ricondotte alle diverse soluzioni di installazione del rotore (i).



2.1.7 Parametri caratteristici indicativi (velivoli)

I prospetti seguenti forniscono alcune utili indicazioni circa parametri caratteristici per diverse tipologie di velivoli.

TIPOLOGIA DI AEROMOBILE	Allungamento alare	TIPOLOGIA DI AEROMOBILE	Allungamento alare
Alianti	20 ÷ 30	Monomotori a elica	8 ÷ 12
Bimotori a elica (commuter)	12	Da combattimento subsonici	4 ÷ 5,5
Bi – quadrimotori a elica	9 ÷ 9,5	Da combattimento supersonici	1,9 ÷ 2,5
Bimotori a reazione (getto puro e turbofan)	8 ÷ 9	Quadrimotori a reazione (getto puro e turbofan)	6,7 ÷ 7,5

TIPOLOGIA DI AEROMOBILE	CARICO ALARE	
	[psf]	[N/m ²]
Autocostruiti	5 ÷ 15	240 ÷ 715
Monomotori a elica	10 ÷ 25	480 ÷ 1200
Bimotori a elica	20 ÷ 45	960 ÷ 2155
Velivoli per impieghi agricoli	15 ÷ 30	720 ÷ 1435
Business jet / Executive	40 ÷ 80	1915 ÷ 3830
Turboelica regionali	30 ÷ 55	1435 ÷ 2360
Jet da trasporto (liner)	80 ÷ 120	383 ÷ 5740
Addestratori militari (jet)	40 ÷ 80	1915 ÷ 3830
Addestratori military (elica)	20 ÷ 40	960 ÷ 1915
Velivoli da combattimento (jet)	70 ÷ 140	3350 ÷ 6700
Velivoli da combattimento (elica)	40 ÷ 70	1915 ÷ 3350
Pattugliatori, bombardieri e cargo	70 ÷ 120	3350 ÷ 5740
Velivoli con velocità di crociera supersonica	80 ÷ 120	3830 ÷ 5740

2.1.8 Tipologie di aeromobili

Per le particolari complessità costruttive gli aerogiri (CS-27 e CS-29) vengono solamente accennati.
Si noti come gli stessi argomenti, nelle diverse CS (e FAR), vengano sempre trattati nello stesso paragrafo.

TIPOLOGIA DI AEROMOBILE	CS	FAR
Aeroplani da diporto sportivo (Light Sport Aeroplanes)	CS-LSA	(ASTM F2245-10c)
Aeroplani leggeri (Very Light Aircraft)	CS-VLA	non esiste
Alianti e motoalianti	CS-22	non esiste*
Aeroplani in categoria Normal, Utility, Acrobatic e Commuter	CS-23	FAR 23
Aeroplani in categoria Normal (riorganizzazione del marzo 2017)	CS-23	FAR 23
Grandi aeroplani	CS-25	FAR 25
Piccoli aerogiri	CS-27	FAR 27
Grandi aerogiri	CS-29	FAR 29

* si applicano le parti appropriate delle FAR 23

ATTENZIONE: Con l'emissione dell'Amendment 5 alla CS-23 (31/03/2017), la CS-VLA è confluita nella CS-23; si è deciso, tuttavia, di mantenere la descrizione delle specifiche parti della CS-VLA al fine di avere un quadro dell'evoluzione della norma.

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

TIPOLOGIA	MASSA MASSIMA (PESO MASSIMO)	PASSEGGERI (max)	CATEGORIA	RIFERIMENTO NORMA
LSA ¹	600 kg (650 kg se impiegati su specchi d'acqua)	1 + pilota	/	CS-LSA.5
VLA ²	750 kg	1 + pilota	/	VLA.1
Alianti e motoalianti³	750 kg (850 kg se motoalianti)	1 + pilota	Utility Aerobatic	22.1
Aeroplani ⁴	5670 kg (12500 lbs)	9 + pilota	Normal Utility Acrobatic	23.1
Aeroplani ⁵	8618 kg (19000 lbs)	19 + pilota	Normal	23.005
Aeroplani bimotori (elica) ⁶	8618 kg (19000 lbs)	19 + pilota	Commuter	23.1
Grandi aeroplani ⁷	Non definita	Non definito	/	25.1
Piccoli aerogiri	3175 kg (7000 lbs)	9 + pilota	/	27.1
Grandi aerogiri ⁸	9072 kg (20000 lbs)	10 o più + pilota	Cat. A	29.1
		9 + pilota	Cat. A o B	

¹ Per rientrare nella categoria LSA devono altresì essere aeromobili **monomotori** (non a turbina) con una velocità di stallo $V_s \leq 45 \text{ kts}$, idonei a volare unicamente in condizioni di volo a vista (VFR).

La CS-LSA trae origine dalla norma americana ASTM F2245-10C.

La norma nazionale italiana prevede una massa massima di 350 kg se monoposto o 450 kg se biposto e **NON li classifica formalmente aeromobili ma apparecchi per il Volo da Diporto Sportivo**. Il 17 dicembre 2021 il Ministro delle infrastrutture e mobilità sostenibili ha firmato un decreto per l'innalzamento della massa limite e il conseguente allineamento con la norma europea.

² Per rientrare nella categoria VLA devono altresì essere aeromobili **monomotori** con una velocità di stallo $V_s \leq 45 \text{ kts}$, idonei a volare unicamente in condizioni di volo a vista (VFR).

³ Nella CS-22 rientrano anche motoalianti monomotori (con motori ad accensione comandata o spontanea) col valore di progetto del coefficiente $W/b^2 \leq 3$ (ove W è la massa [kg] e b l'apertura alare [m]) con massa inferiore a 850 kg.

⁴ Secondo la specifica in vigore sino al 2017

⁵ In vigore dal 2017 (CS-23 Amendment 5)

⁶ NON più previsto dalla CS-23 Amendment 5

⁷ Con propulsione a turbina.

⁸ "Categoria A", un elicottero plurimotore progettato con caratteristiche di isolamento di motori e sistemi specificate nei codici di aeronavigabilità applicabili e in grado di proseguire le operazioni anche con avarie critiche al motore ovvero l'interruzione in sicurezza del decollo nel caso di avaria al motore.

"Categoria B", un elicottero monomotore o plurimotore che non soddisfa gli standard di categoria A. Gli elicotteri di categoria B non hanno una capacità garantita di continuare il volo in sicurezza nel caso di avaria al motore e si assume venga eseguito un atterraggio imprevisto.

ATTENZIONE: Nelle varie CS appare spesso il peso dell'aeromobile indicato in kilogrammi; deve intendersi ovviamente come massa.

ATTENZIONE: Tutta la SIMBOLOGIA e le UNITÀ DI MISURA di questo paragrafo sono conformi a quanto indicato dalle CS e si possono discostare, anche in maniera significativa, da quanto riportato in altre parti del presente manuale.

2.1.8.1 CS-23 Amendment 5

Nell'ampliamento del processo di armonizzazione, la CS-23 Amendment 5 del 31/03/2017 prende in esame, similmente a quanto fatto dalla FAR-23, una diversa classificazione degli aeromobili. Tutti gli aeroplani con massa minore di 8618 kg (19000 lb) rientrano nella categoria "Normal" alle quale afferiscono differenti livelli di certificazione e di prestazione; in tale categoria sono stati fatti rientrare anche i Very Light Aeroplanes (come già indicato in precedenza).

CS 23.2005 Certification of normal-category aeroplanes

- (a) Certification in the normal category applies to aeroplanes with a passenger seating configuration of 19 or less and a maximum certified take-off mass of 8 618 kg (19 000 pounds) or less.
- (b) Aeroplane certification levels are:
 - (1) Level 1 — for aeroplanes with a maximum seating configuration of 0 to 1 passengers;
 - (2) Level 2 — for aeroplanes with a maximum seating configuration of 2 to 6 passengers;
 - (3) Level 3 — for aeroplanes with a maximum seating configuration of 7 to 9 passengers; and
 - (4) Level 4 — for aeroplanes with a maximum seating configuration of 10 to 19 passengers.
- (c) Aeroplane performance levels are:
 - (1) Low speed — for aeroplanes with a V_{NO} or $V_{MO} \leq 250$ knots calibrated airspeed (KCAS) or a $M_{MO} \leq 0.6$; and
 - (2) High speed — for aeroplanes with a V_{NO} or $V_{MO} > 250$ KCAS or an $M_{MO} > 0.6$.
- (d) Aeroplanes not certified for aerobatics may be used to perform any manoeuvre incident to normal flying, including:
 - (1) stalls (except whip stalls); and
 - (2) lazy eights, chandelles, and steep turns, in which the angle of bank is not more than 60 degrees.
- (e) Aeroplanes certified for aerobatics may be used to perform manoeuvres without limitations, other than those limitations established under Subpart G.

La riorganizzazione si estende anche alle definizioni dei fattori di carico limite e ai Metodi Accettati di Conformità, come indicato nel seguito. In modo particolare viene fatto riferimento, come AMC, a norme ASTM elaborate dal comitato F44 "General Aviation".

2.1.9 Carico limite e carico ultimo

CARICO LIMITE	È il massimo carico attinente al normale impiego dell'aeromobile
CARICO ULTIMO	Carico limite moltiplicato il fattore di sicurezza (fattore di sicurezza $k = 1,5$) che deve essere sopportato per almeno 3 s prima del collasso.

2.1.10 Fattore di sicurezza

Il valore del fattore di sicurezza (k) è espressamente indicato dalle CS al punto 303 delle diverse CS (CS ??..303) e vale **1,5**; sono tuttavia fatti salvi elementi strutturali particolari per i quali sono prescritti fattori di sicurezza maggiori. La descrizione dettagliata dei **fattori di sicurezza speciali** è riportata al punto 619 delle diverse CS ma non viene qui riportata in quanto risulta essere eccessivamente articolata.

2.1.11 Fattori di carico

Per la complessità degli argomenti trattati nella CS-25, si prendono in esame principalmente la CS-LSA, la CS-VLA e la CS-23. Per i veleggiatori, normati dalla CS-22, si presenta solo un quadro complessivo in quanto vi sono ulteriori diversificazioni in base all'utilizzo di diruttori/aerofreni e ipersostentatori; per i grandi aeroplani, normati dalla CS-25, verranno forniti solo alcuni cenni a causa dell'estrema articolazione e complessità delle specifiche. Delle CS-27 e CS-29 non si va oltre all'indicazione dei massimi fattori di carico ammessi.

CS	CATEGORIA	FATTORE DI CARICO				NOTE	RIF. CS
LSA	--	$n \geq 4$				I riferimenti provengono dalla norma ASTM F2245-10c.5.2.5.	--
		$n_{NEG} \leq -2$					
VLA	--	$n \geq 3,8$				--	VLA-337(a)
		$n_{NEG} \leq -1,5$				--	VLA-337(b)
22	UTILITY (U)	n_1	n_2	n_3	n_4	Riferimento ai punti del diagramma di manovra riportato in seguito.	22.337
		+5,3	+4,0	-1,5	2,65		
	AEROBATIC (A)	n_1	n_2	n_3	n_4		
		+7,0	+7,0	-5,0	-5,0		
23	I dati riportati si riferiscono alla situazione in vigore sino al 2017 (CS-23 Amendment 4)						
	NORMAL	$n = 2,1 + \frac{24000}{W + 10000}$ $n > 2,5$				$W = \text{peso massimo al decollo (MTOW) di progetto espresso in libbre.}$ "n" non deve essere superiore a 3,8	23.337(a)(1)
		$n_{NEG} = -0,4 \cdot n$				Varia linearmente da V_C a V_D dal valore minimo a 0 (per V_D)	23.337(b)(1)
	UTILITY	$n \geq 4,4$					23.337(a)(2)
		$n_{NEG} = -0,4 \cdot n$				Si mantiene al valore minimo da V_C a V_D	23.337(b)(1)
	ACROBATIC	$n \geq 6$					23.337(a)(3)

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

CS	CATEGORIA	FATTORE DI CARICO	NOTE	RIF. CS
23	COMMUTER	$n_{NEG} = -0,5 \cdot n$	Si mantiene al valore minimo da V_C a V_D	23.337(b)(2)
		$n = 2,1 + \frac{24000}{W + 10000}$ $n > 2,5$	W = peso massimo al decollo (MTOW) di progetto espresso in libbre . "n" non deve essere superiore a 3,8	23.337(a)(1)
		$n_{NEG} = -0,4 \cdot n$	Varia linearmente da V_C a V_D dal valore minimo a 0 (per V_D)	23.337(b)(1)
25	GRANDI AEROPLANI	$n = 2,1 + \frac{24000}{W + 10000}$ $n > 2,5$	W = peso massimo al decollo (MTOW) di progetto espresso in libbre . "n" non può essere superiore a 3,8	25.337(a)
		$n_{NEG} \leq -1$	NON può essere meno di - 1 g Varia linearmente da V_C a V_D dal valore minimo a 0 (per V_D)	25.337(c)(1)
27	PICCOLI AEROGIRI	$n \geq 3,5$	Per tutte le condizioni di peso tra il massimo e il minimo consentiti.	27.337(a)
		$n_{NEG} \leq -1$		
29	GRANDI AEROGIRI	$n \geq 3,5$	Per tutte le condizioni di peso tra il massimo e il minimo consentiti.	29.337(a)
		$n_{NEG} \leq -1$		

2.1.11.1 Fattori di carico inerziali per atterraggi di emergenza

Per alcune parti dell'aeromobile (ad esempio ancoraggio sedili e oggetti posti nell'abitacolo) sono previste resistenze a accelerazioni ben maggiori, ad esempio quelle previste per le condizioni di atterraggio d'emergenza (descritte al punto 561 delle diverse CS) che specifica i carichi inerziali aggiuntivi riassunti nei prospetti che seguono.

APPLICABILITÀ	CS 23			CS 25
DIREZIONE DEL CARICO	PASSEGGERI		OGGETTI	PASSEGGERI E OGGETTI
	NORMAL UTILITY COMMUTER	ACROBATIC	TUTTE LE CATEGORIE	(Schema semplificato)
ALTO	3	4,5	3	3
IN AVANTI	9	9	18	9
LATERALE	1,5	1,5	4,5	3 per la struttura 4 per sedili e ancoraggi sedili
IN BASSO	6	6	--	--

APPLICABILITÀ	CS 27 E CS 29		
DIREZIONE DEL CARICO	PASSEGGERI E OGGETTI		
	STRUTTURA	SUPPORTI	STRUTTURA (zona serbatoi interni sotto il livello del pavimento)
ALTO	4	1,5	1,5
IN AVANTI	16	12	4
LATERALE	8	6	2
IN BASSO	20	12	4
INDIETRO	1,5	1,5,1,5	--

ATTENZIONE: Con la CS-23 Amendment 5 sono cambiate le classificazioni dei velivoli. Come AMC (Acceptable Means of Compliance) si può fare riferimento a norme approvate (Consensus Standard = ASTM) o all'Amendment 4 che riprende i paragrafi citati in questa trattazione.

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

CS	Descrizione delle limitazioni di volo (non indicate per le CS non citate)	
LSA	Operazioni di volo NON acrobatiche che comprendono: stalli (eccetto quelli accelerati*), otto lenti, chandelles (http://en.wikipedia.org/wiki/Chandelle), virate con angoli di sbandamento (di bank) < 60°. Unicamente VFR	
22	UTILITY	Volo veleggiato normale; se verificate nel corso delle prove di certificazione possono essere eseguite: viti, otto lenti, chandelles, Fieseler (Stall turn) e virate con angolo di sbandamento > 30°, gran volte positive (positive loops).
	ACROBATIC	Manovre oltre quelle permesse per la categoria Utility; le manovre permesse devono essere definite in fase di certificazione.
23	I dati riportati si riferiscono alla situazione in vigore sino al 2017 (CS-23 Amendment 4)	
	NORMAL	Operazioni di volo NON acrobatiche che comprendono: stalli (eccetto quelli accelerati*), otto lenti, chandelles (http://en.wikipedia.org/wiki/Chandelle), virate con angoli di sbandamento (di bank) < 60°.
	UTILITY	Come categoria NORMAL con l'aggiunta di vite, otto lenti, virate con angolo di bank compreso tra 60° e 90°.
	ACROBATIC	Nessuna limitazione alle manovre se non quelle derivanti dalle prove di volo.
	COMMUTER	Volo normale, stalli (eccetto stalli accelerati*) e virate con angolo di bank < 60°.

* Per **stallo accelerato** o “g-stallo” si intende lo stallo che si verifica con fattore di carico diverso da 1:

$$n = \frac{P}{Q} > 1$$

Un veleggiatore può essere certificato in più di una categoria se ne soddisfa i requisiti. Un aeroplano, ad eccezione di un Commuter, può essere certificato in più di una categoria se ne soddisfa i requisiti. Per esempio: categoria Utility a peso ridotto, categoria Normal a peso massimo.

Le diverse caratteristiche si evidenziano del diagramma di manovra che mette in relazione le velocità di volo con i fattori di carico.

2.2 SFORZI SUI COMANDI

Le CS prescrivono il massimo sforzo che il pilota può esercitare sui comandi; tali valori sono dipendenti dalla tipologia di aeroplano. Gli sforzi sui comandi sono descritti al punto 143 delle diverse CS.

2.2.1 CS-LSA (da ASTM F2245-1c: 4.5 Controllability and Maneuverability):

	Sforzo applicato al comando					
	Beccheggio		Rollio		Imbardata	
	[N]	[lb _f]	[N]	[lb _f]	[N]	[lb _f]
Per applicazione di breve durata (meno di 2 min)						
Barra	200	45	100	22,5		
Volantino (applicata al bordo)	200	45	100	22,5		
Pedaliera					400	90
Per applicazione prolungata	23	5,2	23	5,2		

2.2.2 CS-VLA.143: Controllability and manoeuvrability

	Sforzo applicato al comando			
	Beccheggio	Rollio	Imbardata	Ipersostentatori, trim, carrelli
	[daN]	[daN]	[daN]	[daN]
Per applicazione di breve durata				
Barra	20	10		
Volantino (applicata al bordo)	25	20		
Pedaliera			40	
Altri comandi				20
Per applicazione prolungata	2	1,5	10	

2.2.3 CS-22.143: Controllability and manoeuvrability

Sforzo applicato all'impugnatura barra o pedaliera			
Beccheggio [daN]	Rollo [daN]	Imbardata [daN]	Aerofreni, sgancio traino, ipersostentatori, carrello [daN]
Per applicazione di breve durata			
Mano	20	10	20
Piede			40
Per applicazione prolungata			
Mano	2,0	1,5	
Piede			10

2.2.4 CS-23.143: Controllability and manoeuvrability

	Sforzo applicato al comando					
	Beccheggio		Rollo		Imbardata	
[N]	[lb _f]	[N]	[lb _f]	[N]	[lb _f]	
Per applicazione di breve durata						
Barra	267	60	133	30		
Volantino (a due mani)	334	75	222	50		
Volantino (una mano)	222	50	111	25		
Pedaliera					667	150
Per applicazione prolungata	44,5	10	22	5	89	20

2.2.5 CS-25.143: Controllability and manoeuvrability

	Sforzo applicato al comando					
	Beccheggio		Rollo		Imbardata	
[N]	[lb _f]	[N]	[lb _f]	[N]	[lb _f]	
Per applicazione di breve durata						
Volantino (a due mani)	334	75	222	50		
Volantino (una mano)	222	50	111	25		
Pedaliera					667	150
Per applicazione prolungata	44,5	10	22	5	89	20

2.3 DIAGRAMMI DI MANOVRA E RAFFICA

Si è scelto di trattare separatamente il diagramma di manovra da quello di raffica, raggruppando la trattazione per tipologie di aeromobili.

2.3.1 Diagramma di manovra

Il diagramma di manovra è un diagramma che mette in relazione la velocità del velivolo con i fattori di carico a cui può essere sottoposto il velivolo stesso.

Tale diagramma serve per stabilire le condizioni in cui il velivolo può volare e definisce un campo limite di sicurezza oltrepassato il quale l'aeroplano rischia inconvenienti strutturali oppure rischia lo stallo.

Il diagramma mostra quindi due tipi di **limiti**: quello **strutturale** e quello **aerodinamico**.

I **limiti strutturali** vengono stabiliti dai fattori di carico limite e dalla velocità massima; oltre questi limiti la struttura del velivolo può mostrare i primi segni di cedimento con deformazioni permanenti. Ovviamente non ha senso porre il massimo limite strutturale oltre le capacità di resistenza dell'organismo umano.

Altro **limite** è quello **aerodinamico**: esso viene stabilito dalle velocità di stallo in volo diritto e rovescio (rispettivamente assetto di C_{Pmax} e C_{Pmin}); oltrepassati questi limiti viene meno la sostentazione aerodinamica del velivolo. La velocità di stallo aumenta con il fattore di carico (stallo accelerato o "g stallo").

Si potrebbe inoltre delineare anche il **limite propulsivo**. Questo limite è stabilito dalla velocità massima; alcune condizioni di volo infatti non sono raggiungibili dato che richiederebbero una spinta propulsiva superiore a quella che il motore può fornire

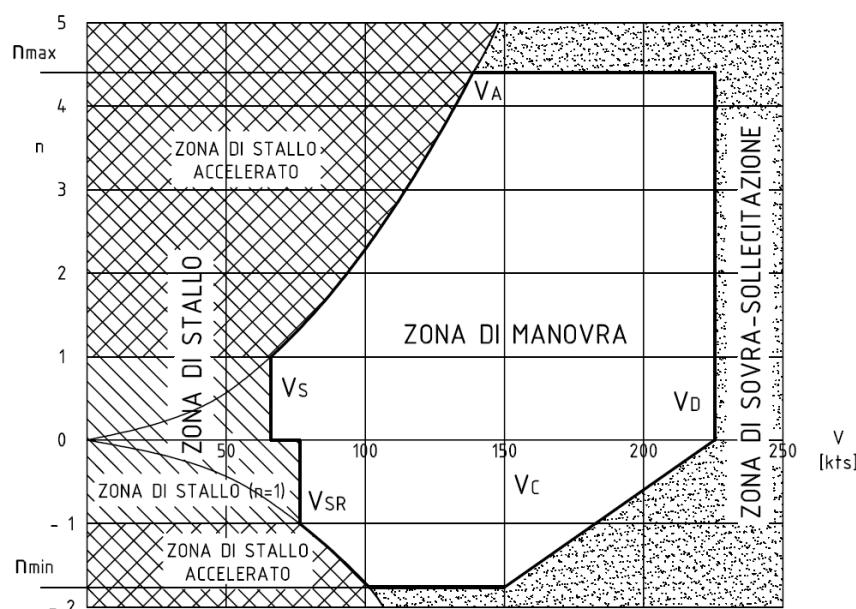


Diagramma di manovra (indicativo)

Il diagramma di manovra è direttamente influenzato dalla densità dell'aria rispetto alla quale sono calcolati i valori delle velocità di stallo e, quindi, all'aumentare della quota subisce una riduzione di superficie. Anche il peso del velivolo influenza notevolmente sull'estensione del dia-gramma di manovra; si tenga tuttavia presente che le CS richiedono la tracciatura al "massimo peso di progetto", identificabile col peso massimo al decollo (MTOW).

Il diagramma di manovra che si può tracciare, nel rispetto delle CS, rappresenta il minimo inviluppo di volo dell'aeromobile. Le prove di volo e le scelte progettuali possono ampliarne, anche in maniera considerevole, l'estensione.

Tutte le manovre vengono ipotizzate effettuate nel piano di simmetria dell'aeroplano.

NON viene sviluppato in dettaglio il diagramma di manovra per i "grandi aeroplani" (descritti dalla CS-25) a causa della sua complessità.

Tipicamente NON esiste il diagramma di manovra per gli aerogiri, ma le limitazioni di volo derivano dalla coppia rotore applicata (*rotor torque*).

2.3.1.1 Tracciatura del diagramma di manovra

Dopo aver definito i fattori di carico limite in base alla tipologia di velivolo, si definiscono le velocità caratteristiche. A parte la **velocità di stallo**, come definita in via convenzionale, le diverse velocità caratteristiche vengono definite dalle diverse CS in funzione della tipologia di velivolo; vengono pertanto presentate in funzione della specifica CS di riferimento; solo nella CS-LSA vi è una specifica definizione della velocità di stallo.

Le diverse CS riportano, nella stessa figura, il diagramma di manovra e di raffica; fa eccezione la CS-22 che tiene separati i due diagrammi.

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Velocità di stallo	$V_S = \sqrt{\frac{2Q}{C_P \max \rho S}}$	m/s
Velocità di stallo (volo rovescio)	$V_{SR} = \sqrt{\frac{2Q}{C_P \min \rho S}}$	m/s

N.B. È OPPORTUNO CONVERTIRE V_S e V_{SR} in nodi (kts) dopo averle calcolate in m/s. Si potrebbe affrontare il calcolo anche con le unità imperiali, ma risulterebbe complesso e poco familiare; per questo motivo in queste relazioni il peso è indicato con Q.

ATTENZIONE: Per adeguarsi alla notazione utilizzata sulle CS, limitatamente a questa sottoparte del manuale, il peso verrà indicato con la lettera W.
Prestare attenzione alle corrette unità di misura: alcune CS utilizzano il Sistema Internazionale, altre il sistema imperiale; di questo è dato conto nelle rispettive parti.

2.3.1.1.1 CS-LSA: Velocità caratteristiche per la tracciatura del diagramma di manovra

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Velocità di crociera	$V_C \geq 4,77 \cdot \sqrt{\frac{W}{S}}$ Ove W è il peso massimo al decollo di progetto espresso in newton	kts
	$V_C \geq 0,9 \cdot V_H$ Essendo V_H la velocità massima in volo orizzontale con massima potenza continuativa a quota zero	kts

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Velocità di manovra (generica)	$V_A \geq V_S \cdot \sqrt{n}$	kts
Velocità di manovra (limite)	$V_A \geq V_S \cdot \sqrt{ n_{lim} }$	kts
Velocità di affondata	$V_D = 1,4 \cdot V_C$	kts
Velocità di stallo	$V_S = \sqrt{\frac{2Q}{C_P \max \rho S}}$	m/s
	$V_S = 2,484 \cdot \sqrt{\frac{W}{C_P \max \rho S}}$	kts
Nota: per i LSA vengono utilizzate unità di misura del Sistema Internazionale		

2.3.1.1.2 CS-VLA: Velocità caratteristiche per la tracciatura del diagramma di manovra

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Velocità di crociera	$V_C \geq 4,7 \cdot \sqrt{\frac{M g}{S}} = 4,7 \cdot \sqrt{\frac{W}{S}}$	m/s
	$V_C \geq 0,9 \cdot V_H$ Essendo V_H la velocità massima in volo orizzontale con massima potenza continuativa a quota zero	m/s
Velocità di manovra (generica)	$V_A \geq V_S \cdot \sqrt{n}$	m/s
Velocità di manovra (limite)	$V_A \geq V_S \cdot \sqrt{ n_{lim} }$	m/s
	$V_A \leq V_C$	m/s
Velocità di affondata	$V_D \geq 1,25 \cdot V_C$	m/s
	$V_D \geq 1,4 \cdot V_{C \min}$	m/s
Nota: per i VLA vengono utilizzate unità di misura del Sistema Internazionale		

2.3.1.1.3 CS-22: Velocità caratteristiche per la tracciatura del diagramma di manovra

Tutte le velocità sono EAS (Equivalent Air Speed): $EAS = TAS \cdot \sqrt{\delta}$

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Velocità di manovra	$V_A \geq V_{S1} \cdot \sqrt{n_1}$ Ove V_{S1} è la velocità di stallo stimata al peso massimo con ipersostentatori in posizione neutra e aerofreni retratti	km/h
	$V_A \leq V_B$	km/h
Velocità con ipersostentatori	Per ogni condizione di atterraggio, V_F deve essere almeno uguale al valore più grande tra: $V_F \geq 1,4 \cdot V_{S1}$ e $V_F \geq 2,0 \cdot V_{SF}$ Ove V_{SF} è la velocità di stallo calcolata al peso massimo con ipersostentatori completamente estesi	km/h
	Per ogni condizione di volo con ipersostentatori positivi (si veda figura seguente), V_F deve essere almeno uguale al valore più grande tra: $V_F \geq 2,7 \cdot V_{S1}$ e $V_F \geq 1,05 \cdot V_A$	km/h
	Per tutte le altre posizioni di ipersostentatori $V_F = V_D$	km/h
Velocità di raffica	$V_B \geq V_A$	km/h
Velocità di traino	$V_T \geq 125 \text{ km/h}$	km/h
Velocità di lancio con verricello	$V_W \geq 110 \text{ km/h}$	km/h
Velocità massima (di progetto)	Per la categoria Utility $V_D = 18 \cdot \sqrt[3]{\left(\frac{W}{S}\right)} \cdot \left(\frac{1}{C_{d \min}}\right)$ Ove: $\frac{W}{S}$ è il carico alare espresso in daN/m ² al peso massimo $C_{d \min}$ è il coefficiente di resistenza minimo dell'aliante	km/h
	Per la categoria Aerobatic $V_D = 3,5 \cdot \left(\frac{W}{S}\right) + 200$	km/h
	Per i motoalianti V_D deve essere ANCHE: Essendo V_H la velocità massima in volo orizzontale con massima potenza continuativa a quota zero (per motoalianti)	km/h
Nota: per gli alianti e i motoalianti vengono utilizzate unità di misura del Sistema Internazionale		

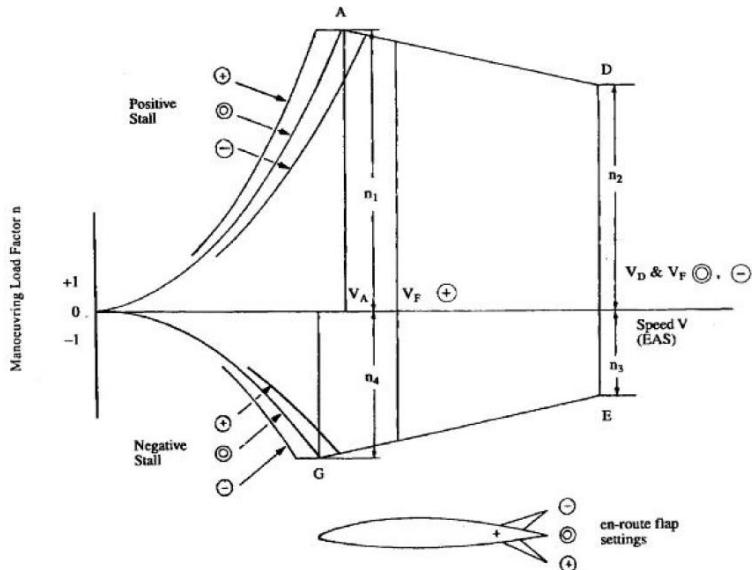


Diagramma di manovra per alianti e motoalianti

2.3.1.1.4 CS-23: Velocità caratteristiche per la tracciatura del diagramma di manovra

OGGETTO	TIPOLOGIA	RELAZIONE	U.M.	RIF. CS
Velocità di crociera	NORMAL	$V_C \geq 33 \cdot \sqrt{\frac{W}{S}}$	kts	23.335(a)(1)(i)
	UTILITY			
	ACROBATIC	$V_C \geq 36 \cdot \sqrt{\frac{W}{S}}$	kts	23.335(a)(1)(ii)
	COMMUTER			
Per valori del rapporto $W/S > 20$, i coefficienti moltiplicativi possono essere ridotti linearmente sino a 28,6 per un rapporto $W/S = 100$				23.335(a)(2)
Velocità di manovra (generica)	NORMAL	$V_A \geq V_S \cdot \sqrt{n}$	kts	23.335(c)
	UTILITY			
	ACROBATIC			
	COMMUTER			
Velocità di manovra (limite)	NORMAL	$V_A \geq V_S \cdot \sqrt{ n_{lim} }$	kts	23.335(c)
	UTILITY			
	ACROBATIC			
	COMMUTER			
Velocità di affondata	NORMAL	$V_D \geq 1,4 \cdot V_C$	kts	23.335(b)(2)(i)
	UTILITY	$V_D \geq 1,5 \cdot V_C$	kts	23.335(b)(2)(ii)
	ACROBATIC			23.335(b)(2)(ii)
	COMMUTER	$V_D \geq 1,4 \cdot V_C$	kts	23.335(b)(2)(i)

N.B. In queste relazioni per il calcolo di V_c , V_A e V_D , il peso (W) viene espresso in **libbre** (lbs) e la superficie alare (S) in **piedi quadrati** (sqft).
 Il peso da considerarsi è quello massimo di progetto=MTOW

2.3.1.1.5 CS-25: Velocità caratteristiche per la tracciatura del diagramma di manovra

Il diagramma di manovra, secondo CS – 25, è strettamente legato a quello di raffica, più di quanto lo sia quello secondo CS – 23.

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Velocità di crociera	Stabilità dal costruttore	kts
Velocità di manovra (generica)	$V_A = V_s \sqrt{ n }$	kts
Velocità di manovra (limite)	$V_A = V_s \sqrt{ n_{lim} }$	kts
Velocità di affondata	$V_D \geq 1,25 V_C *$	kts
Velocità di stallo a ipersostentatori retratti	$V_s = \sqrt{\frac{2Q}{C_P \max \rho S}}$	m/s
Velocità di stallo (volo rovescio)	$V_{sr} = \sqrt{\frac{2Q}{C_P \min \rho S}}$	m/s
N.B. In queste formule per il calcolo di V_c , V_A e V_D il peso (W) va espresso in libbre (lbs) e la superficie alare (S) in piedi quadrati (sqft). Il peso è quello massimo di progetto = MTOW		
N.B. CONVERTIRE V_s e V_{sr} in nodi (kts) dopo averle calcolate in m/s; si potrebbe affrontare il calcolo anche con le unità imperiali ma risulta complesso e poco familiare.		
* formalmente, al punto 25.335(3)(a), si legge $V_C < 0,8 V_D$		

2.3.1.1.6 Operazione di tracciatura del diagramma di manovra

Calcolate tutte le velocità caratteristiche è possibile passare alla tracciatura del diagramma di manovra:

1. Calcolare i fattori di carico limite e le velocità caratteristiche in base alla tipologia di aeromobile
2. Disegnare gli assi con le opportune scale
3. Delimitare il diagramma coi fattori di carico massimo e minimo
4. Delimitare il diagramma con V_D
5. Individuare le velocità caratteristiche
6. Tracciare i due rami di parabola calcolando la velocità di manovra (stallo accelerato) per i diversi fattori di carico (scegliere adeguati intervalli di incremento)
7. Segnare le velocità di stallo (diritto e rovescio)
8. Contrassegnare le velocità caratteristiche, determinare l'andamento del tratto negativo tra V_c e V_D in base alla tipologia di aeroplano

2.3.2 Diagramma di raffica

Oltre che dalle manovre la struttura del velivolo viene sollecitata anche da azioni esterne, quali, ad esempio, quelle derivanti dal volo in aria agitata. In queste condizioni si ipotizzano raffiche verticali, agenti sul piano di simmetria, che vanno a modificare la velocità e l'incidenza di volo. Modificandosi la portanza si generano dei carichi aggiuntivi e si generano dei fattori di carico supplementari. Anche in questo caso sono presenti limitazioni aerodinamiche e propulsive come delineato in precedenza.

L'intensità delle raffiche è standard ed è stabilita dalle norme di aeronavigabilità specifiche per ogni tipologia di velivolo e variano al variare della quota (meno intense in quota).

Nel calcolare il fattore di carico da raffica viene considerato l'effetto di una penetrazione graduale nella raffica in condizioni di volo orizzontale ($n = 1$); si ha pertanto un fattore di attenuazione che tiene conto anche dell'inerzia del velivolo (rapporto di massa). **Le relazioni che seguono utilizzano la simbologia prevista dalle CS specifiche che può differire da quella diffusamente adottata nel presente manuale.**

Anche in questo caso si tratterà il diagramma di raffica essenzialmente ai velivoli interessati dalle CS - LSA, CS - VLA e CS – 23, dando solo un cenno ai "grandi aeroplani" normati dalla CS – 25.

Si presti particolare attenzione alla disuniformità delle diverse CS (in alcune viene introdotto il peso, in newton o in libbre, in altre la massa in kilogrammi).

2.3.2.1 Diagramma di raffica CS LSA

I requisiti delle raffiche sono contenuti dalla norma **ASTM F2245-12d** richiamata dalla CS - LSA. Non essendo specificato in alcun punto, tutti i riferimenti sono a quota zero.

N.B. Tutte le formule in questo paragrafo sono nel sistema metrico

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Fattore di carico dovuto alla raffica ascendente	$n = 1 + \frac{\frac{1}{2} \rho V K_g a U_{de}}{\left(\frac{W}{S}\right)}$	/
Fattore di carico dovuto alla raffica discendente	$n = 1 - \frac{\frac{1}{2} \rho V K_g a U_{de}}{\left(\frac{W}{S}\right)}$	/
Fattore di attenuazione della raffica	$K_g = \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g}$	/
Rapporto di massa del velivolo	$\mu_g = \frac{2 (W/S)}{\rho C a g}$	/
Coefficiente "a"	$a \cong C'_P$	/

Velocità della raffica (U_{de})
Alla velocità V_c la velocità della raffica deve essere considerata pari a ±15 m/s (49.2 fps)
Alla velocità V_d la velocità della raffica deve essere considerata pari a ±7,5 m/s (24.2 fps)

Legenda simboli diagramma di raffica CS-LSA	
SIMBOLO	DESCRIZIONE
W	Peso del velivolo [N]
S	Superficie alare [m^2]
W/S	Carico alare [N/m^2]
ρ	Densità dell'aria [kg/m^3]
U_{de}	Velocità della raffica [m/s]
C	Corda media aerodinamica [m]
g	Accelerazione di gravità [m/s^2]
V	Velocità equivalente [m/s]
a	Pendenza della curva del coefficiente di forza normale (assimilabile all'inclinazione del tratto rettilineo del grafico dei C_p)

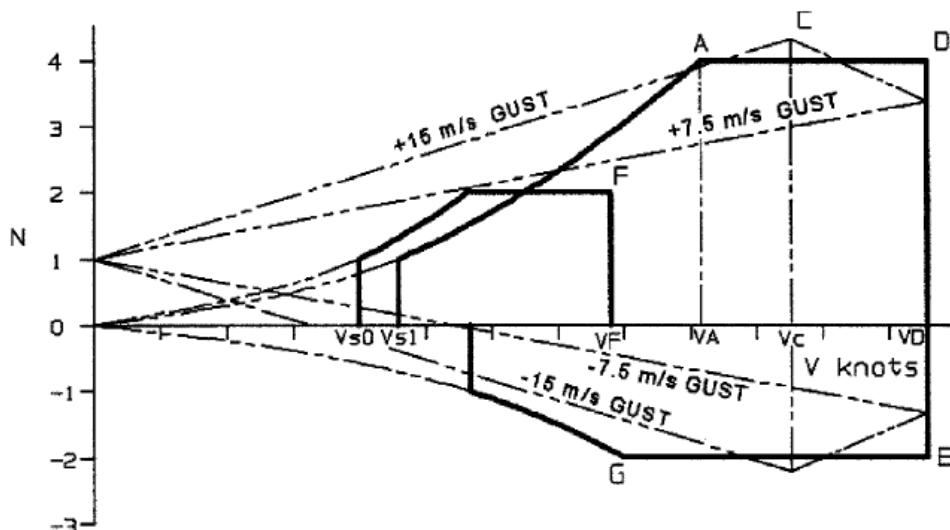


Diagramma di manovra, raffica e inviluppo (CS - LSA)

Si noti che i fattori di carico da raffica variano linearmente tra V_C e V_D .

2.3.2.2 Diagramma di raffica CS-VLA

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Fattore di carico dovuto alla raffica ascendente	$n = 1 + \frac{1/2 \rho_0 V a K_g U_{de}}{M g/S}$	/
Fattore di carico dovuto alla raffica discendente	$n = 1 - \frac{1/2 \rho_0 V a K_g U_{de}}{M g/S}$	/
Fattore di attenuazione della raffica	$K_g = \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g}$	/
Rapporto di massa del velivolo	$\mu_g = \frac{2 (M/S)}{\rho \bar{C} a g}$	/
Coefficiente "a"	$a \cong C'_p$	/

Velocità della raffica (U_{de})

Alla velocità V_c la velocità della raffica deve essere considerata pari a $\pm 15,24 \text{ m/s}$

Alla velocità V_d la velocità della raffica deve essere considerata pari a $\pm 7,62 \text{ m/s}$

Legenda simboli diagramma di raffica CS-VLA

SIMBOLO	DESCRIZIONE
M	Massa dell'aeromobile [kg]
S	Superficie alare [m^2]
M/S	Carico alare [kg/m^2]
ρ	Densità dell'aria [kg/m^3] – alla quota considerata
U_{de}	Velocità della raffica [m/s]
\bar{C}	Corda media aerodinamica [m]
g	Accelerazione di gravità [m/s^2]
V	Velocità equivalente [m/s]
a	Pendenza della curva del coefficiente di forza normale (assimilabile all'inclinazione del tratto rettilineo del grafico dei C_p)

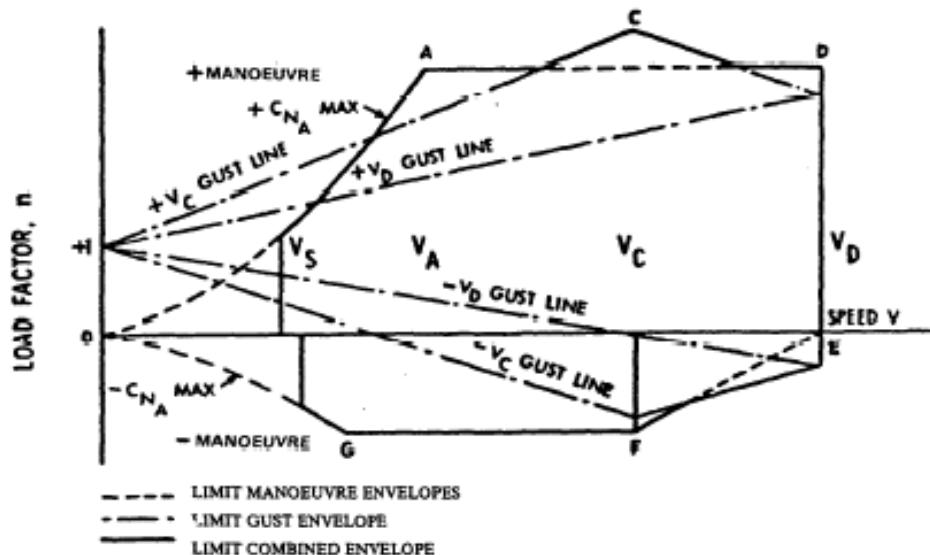


Diagramma di manovra, raffica e inviluppo (CS - VLA)

Si noti che i fattori di carico (da manovra) e i fattori di carico da raffica variano linearmente tra V_c e V_d .

2.3.2.3 Diagramma di raffica CS-22

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Fattore di carico dovuto alla raffica ascendente	$n = 1 + \left[\frac{\left(\frac{k}{2} \right) \rho_0 U V a}{\left(\frac{m g}{s} \right)} \right]$	/
Fattore di carico dovuto alla raffica discendente	$n = 1 - \left[\frac{\left(\frac{k}{2} \right) \rho_0 U V a}{\left(\frac{m g}{s} \right)} \right]$	/
Fattore di attenuazione della raffica	$k = \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu}$	/
Rapporto di massa dell'aliante	$\mu = \frac{2 (M/S)}{\rho l_m a}$	/
Coefficiente "a"	$a \cong C'_P$	/

Il valore di "n" calcolato con l'espressione sopra riportata può non superare il valore di

$$n = 1,25 \left(\frac{V}{V_{S1}} \right)^2$$

Velocità della raffica (U)
Valori si rilevano dalla figura del diagramma di raffica di seguito riportato

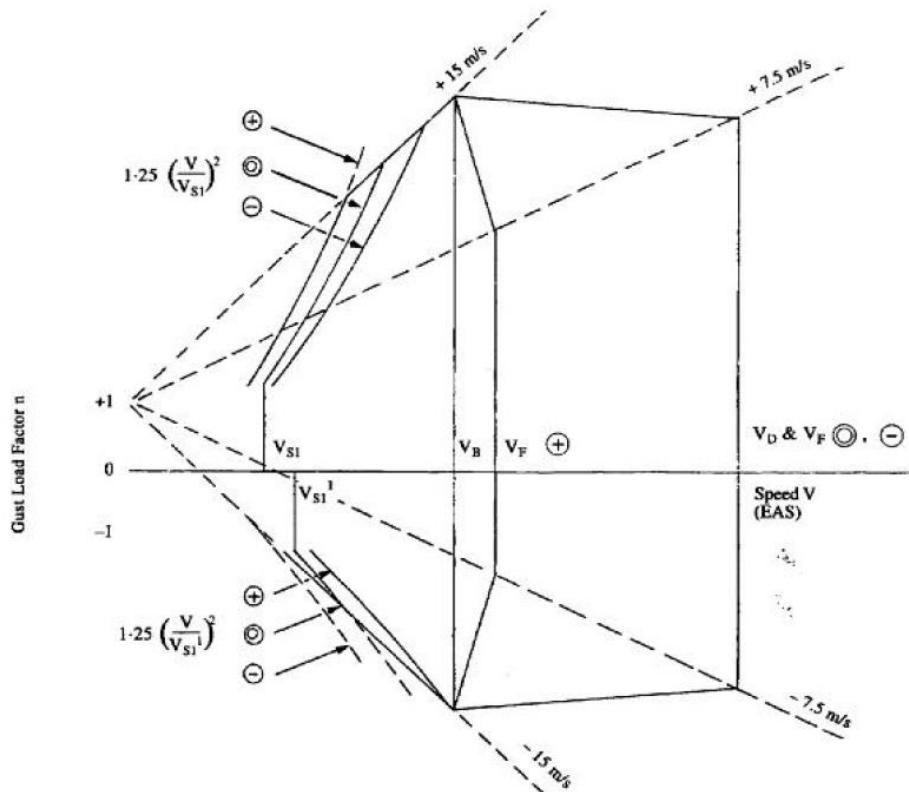


Diagramma di raffica (CS – 22)
 (il significato dei diversi simboli è spiegato nel diagramma di manovra)

Legenda simboli diagramma di raffica CS-22	
SIMBOLO	DESCRIZIONE
ρ_0	Densità dell'aria al livello del mare [kg/m ³]
U	Velocità della raffica [m/s]
a	Pendenza della curva del coefficiente di forza normale (assimilabile all'inclinazione del tratto rettilineo del grafico dei C_p)
m	Massa dell'aliante [kg]
g	Accelerazione di gravità [m/s ²]
S	Superficie alare di progetto [m ²]
l	Corda media aerodinamica [m]
V	Velocità equivalente [m/s]
ρ	Densità dell'aria alla quota considerata [kg/m ³]
l_m	Corda media aerodinamica [m]

2.3.2.4 Diagramma di raffica CS-23

N.B. Tutte le formule in questo paragrafo sono nel sistema metrico

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Fattore di carico dovuto alla raffica ascendente	$n = 1 + \frac{kg \rho_0 U_{de} V a}{2 (W/S)}$	/
Fattore di carico dovuto alla raffica discendente	$n = 1 - \frac{kg \rho_0 U_{de} V a}{2 (W/S)}$	/
Fattore di attenuazione della raffica	$kg = \frac{0,88 \mu g}{5,3 + \mu g}$	/
Rapporto di massa del velivolo	$\mu g = \frac{2 (W/S)}{\rho C a g}$	/
Coefficiente "a"	$a \cong C'_P$	/

Velocità della raffica (U_{de})
Alla velocità V_c la velocità della raffica deve essere considerata pari a 15,24 m/s (50 fps) da quota 0 m a quota 6096 m (20000 ft), dopodiché si riduce linearmente da 15,24 m/s a 6096 m fino a 7,62 m/s (25 fps) a 15240 m (50000 ft)
Alla velocità V_d la velocità della raffica deve essere considerata pari a 7,62 m/s (25 fps) da quota 0 m a quota 6096 m (20000 ft), dopodiché si riduce linearmente da 7,62 m/s a 6096 m fino a 3,81 m/s (12,5 fps) a 15240 m (50000 ft)

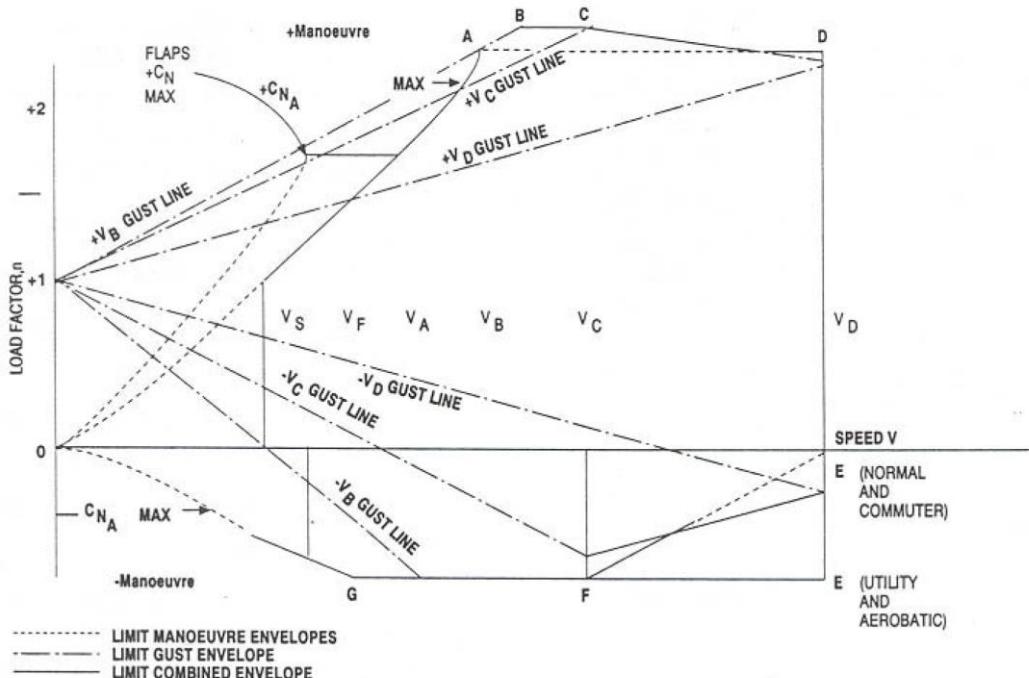


Diagramma di manovra, raffica e inviluppo (CS - 23)

Si noti che, AD ECCEZIONE DEI VELIVOLI UTILITY E ACROBATIC (secondo CS - 23), i fattori di carico negativi variano linearmente dal valore minimo (a V_c) a zero (V_d). Per le categorie Utility e Acrobatic il fattore di carico minimo si mantiene costante nel tratto V_c-V_d . (il diagramma non presenta lo smusso nell'angolo inferiore destro).

Legenda simboli diagramma di raffica CS-23	
SIMBOLO	DESCRIZIONE
W	Peso del velivolo[N]
S	Superficie alare[m ²]
W/S	Carico alare [N/m ²]
ρ	Densità dell'aria alla quota considerata [kg/m ³]
U_{de}	Velocità della raffica [m/s]
\bar{C}	Corda media aerodinamica
a	Pendenza della curva del coefficiente di forza normale (assimilabile all'inclinazione del tratto rettilineo del grafico dei C_p)

N.B. Sulla CS - 23 (diagramma di manovra) il peso viene indicato con W ed espresso in libbre e il carico alare con W/S (espresso in lbs/sqft), perciò porre attenzione a come viene indicato nel testo

2.3.2.5 Diagramma di raffica CS-25

OGGETTO	RELAZIONE	U.M.
Velocità di progetto per la massima intensità di raffica	$V_B \geq V_{sl} \left[1 + \frac{K_g U_{ref} V_C a}{498 w} \right]^{1/2}$	kts
Fattore di attenuazione della raffica	$K_g = \frac{0,88 \mu}{5,3 + \mu}$	/
Rapporto di massa del velivolo	$\mu = \frac{2 w}{\rho c a g}$	/

Legenda simboli diagramma di raffica CS-25	
SIMBOLO	DESCRIZIONE
V_{sl}	Velocità di stallo in volo livellato ($n = 1 g$), a ipersostentatori retratti ed in assetto di $C_{NA max}$. In mancanza di indicazioni più precise la si può assimilare alla velocità di stallo con $C_{P max}$.
$C_{NA max}$	Massimo valore del coefficiente di forza normale dell'aeroplano
V_C	Velocità di crociera di progetto (velocità equivalente) [kts];
U_{ref}	Velocità della raffica di riferimento (velocità equivalente così come definita da CS 25.341(a)(5)(i) [ft/s]
w	Carico alare medio, al peso particolare in esame [lbs/sqft]
ρ	Densità dell'aria [slug/ft ³] (1 slug/ft ³ = 515,379 kg/m ³ ; 1 kg/m ³ = 0,00194032 slug/ft ³)
c	Corda Media Aerodinamica dell'ala [ft]
g	Accelerazione di gravità [ft/s ²] (9,81 m/s ² = 32,18516 ft/s ²)
a	Pendenza della curva del coefficiente di forza normale C_{NA} [rad ⁻¹]. In mancanza di indicazioni più precise si può assimilare tale valore a quello di C'_P per l'ala in esame.

Velocità della raffica di riferimento (Uref)	
Per velocità comprese tra V_B e V_C:	raffiche positive e negative di 17,07 m/s (56,0 ft/s) a quota zero. La velocità della raffica di riferimento può essere ridotta linearmente da 17,07 m/s a z= 0 m sino a 13,41 m/s (44,0 ft/s) per una quota di 4572 m (15000 ft); la velocità della raffica può essere ulteriormente ridotta linearmente da 13,41 m/s (44,0 ft/s) a 4572 m (15000 ft) sino a 6,36 m/s (20,86 ft/s) a 18288 m (60000 ft)
Alla velocità di progetto V_D:	la raffica di riferimento deve essere la metà di quanto sopra ottenuto.

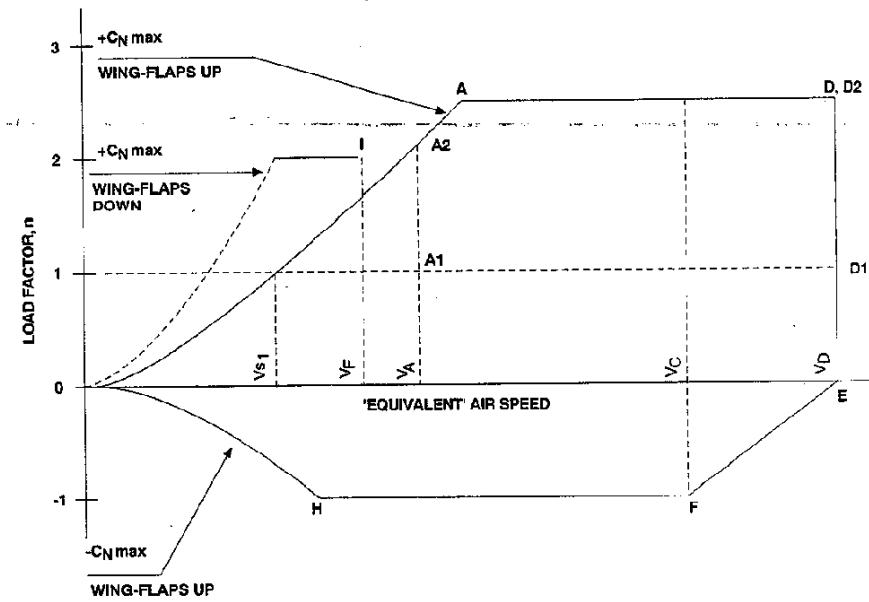


Diagramma di manovra, raffica e inviluppo (CS - 25)

Per la definizione completa del diagramma di manovra e raffica sono richieste altri calcoli da elaborare in base ad informazioni specifiche fornite dal costruttore (comprendenti il profilo di volo); non è pertanto possibile andare oltre nell'esame dell'argomento.

2.4 TIPOLOGIA DI STRUTTURE

Da “Damage Tolerance Assessment Handbook”; vol. 2: “Aircraft Damage Tolerance Evaluation”, DOT/FAA/CT-93/96II – FAA Technical Center, Atlantic City Airport

2.4.1 Damage tolerance

La struttura realizzata secondo i criteri “**damage tolerant**” è stata valutata per assicurare che, in caso di seri fenomeni di fatica, di corrosione o di danneggiamenti accidentali che possano avvenire nel corso della vita operativa del velivolo, la struttura rimanente possa sopportare carichi ragionevoli senza cedimenti o eccessiva deformazione strutturale sino al momento in cui il danneggiamento viene rilevato.

2.4.2 Fail safe

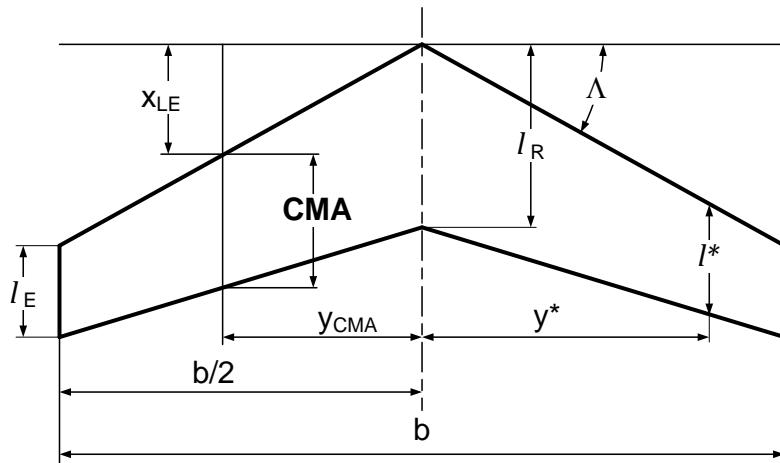
La struttura “**fail safe**” è stata valutata per assicurare che non sia probabile un cedimento catastrofico a seguito di cedimenti per fatica o per un ovvio cedimento parziale di un singolo elemento strutturale principale.

2.4.3 Safe life

La struttura “**safe life**” è stata valutata di essere in grado di assicurare i carichi ripetuti, di intensità variabile, attesi durante la vita operativa senza cedimenti rilevabili.

2.5 DETERMINAZIONE DELLA CORDA MEDIA AERODINAMICA

Risulta utile, in molteplici occasioni, poter determinare la Corda Media Aerodinamica (CMA). Il metodo proposto, riportato sulla "Aerospace Design Engineer Guide" della AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.), è sufficientemente semplice.



Sia definito il **rappporto di rastremazione** come:

$$r = \frac{l_E}{l_R}$$

Il fattore η (non indicato in figura), che permette di determinare la posizione della CMA lungo l'asse y , risulta essere, nella specifica sezione della CMA:

$$\eta = \frac{1}{3} \cdot \left(\frac{1 + 2r}{1 + r} \right)$$

Dalla seguente relazione (generica)

$$\eta = \frac{y}{b/2}$$

si ricava y

$$y = \frac{b}{2} \cdot \eta$$

Conoscendo y (per la sezione corrispondente alla CMA) si determina x_{LE} con la relazione:

$$x_{LE} = y \cdot \tan \Lambda$$

La **CMA** vale:

$$CMA = \frac{2}{3} \cdot \left(l_R + l_E - \frac{l_R \times l_E}{l_R + l_E} \right) = \frac{2}{3} \cdot l_R \cdot \left(\frac{1 + r + r^2}{1 + r} \right)$$

Per una **generica sezione** posta a y^* dalla mezzeria, la corda alare l^* vale:

$$l^* = l_R \cdot \left[1 - \frac{y^*}{b/2} \cdot (1 - r) \right]$$

2.6 FATTORE DI SICUREZZA E FATTORI CORRETTIVI

2.6.1 Fattore di sicurezza

Le varie CS, al punto 303, specificano che il **fattore di sicurezza** da impiegarsi nelle costruzioni aeronautiche, **a parte specifiche prescrizioni**, è pari a 1,5:

$$k = 1,5$$

Nella progettazione di dettaglio è inoltre opportuno introdurre alcuni fattori correttivi che tengono conto di specifiche condizioni di lavoro del particolare in esame e che, quindi devono essere introdotti ove necessario a seguito della valutazione delle condizioni di impiego.

2.6.2 Fitting factor

Per particolari sottoposti a sollecitazioni concentrate (quali tipicamente possono essere perni a singola o poche sezioni resistenti) è bene introdurre un fattore compensativo, detto **fitting factor**, al quale si assegna in genere un valore compreso tra 1,2 e 1,5:

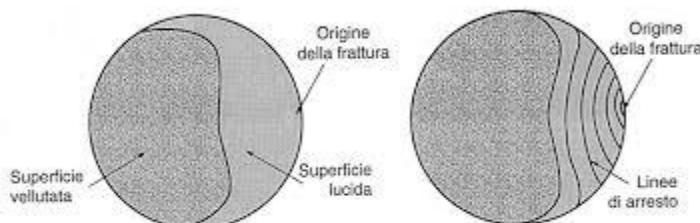
$$f_f = 1,2 \div 1,5$$

È opportuno ricordare che è auspicabile ridurre al minimo i punti di concentrazione di sollecitazione. È buona prassi utilizzare tale fattore per moltiplicare le forze agenti (e non ridurre la sollecitazione ammissibile del materiale).

2.6.3 Fattore di fatica

Le strutture sottoposte a sollecitazioni dinamiche ciclicamente ripetute (quali quelle aeronautiche) sono soggette a fenomeni di fatica. La fatica riduce sensibilmente la resistenza del materiale in base al numero ed all'ampiezza dei cicli di sollecitazione a cui il particolare è sottoposto e si manifesta, tipicamente, con una crinatura che si propaga sino a quando il particolare cede di schianto a causa di insufficiente sezione resistente.

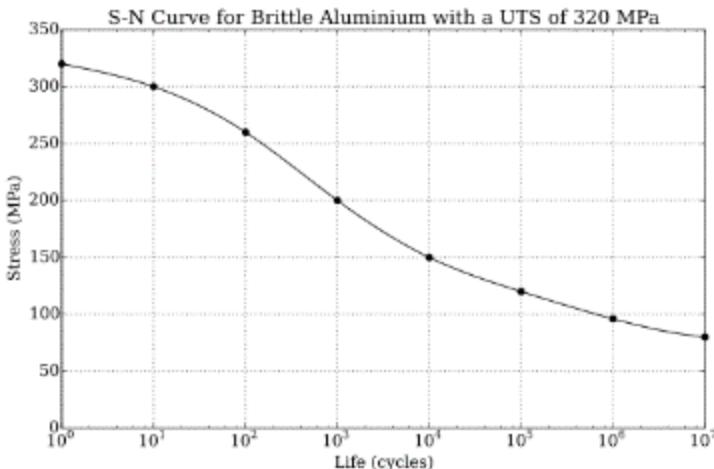
La parte interessata alla crinatura si presenta come una superficie piuttosto liscia, spesso con "onde" grossomodo parallele, mentre la parte che cede di



Rappresentazione semplificata di tipica rottura a fatica

schianto si presenta con superficie ruvida e opaca. Il percorso delle "onde" permette di apprezzare lo stato di sollecitazione in cui il particolare si trovava ad operare.

Il fenomeno della fatica venne studiato da Wöhler nel XIX secolo che giunse a presentare il comportamento a fatica dei materiali con un diagramma caratteristico che evidenzia una diminuzione di resistenza del materiale con il progredire del numero di cicli. Il diagramma di Wöhler riporta in ascisse (in scala logaritmica) il numero di cicli ed in ordinata la sollecitazione; a numeri elevatissimi di cicli la sollecitazione ammissibile giunge a ridursi ad un terzo rispetto alla sollecitazione statica.



Tipico andamento di una "curva di Wöhler"

Le leghe di alluminio sono particolarmente soggette a fatica, come tristemente evidenziato da alcuni incidenti drammatici nei primi anni '50 ad alcuni aerei di linea con fusoliera interamente pressurizzata; nel corso degli anni si sono ripetuti altri eventi che hanno confermato la pericolosità di questo fenomeno per il quale viene sempre più ampliato il campo d'azione. È ben documentato come la corrosione abbia un'azione sinergica sui fenomeni di fatica.

Senza entrare eccessivamente nello specifico (la letteratura tecnica in materia è molto ampia e ogni materiale ha un comportamento a fatica peculiare) si può ipotizzare, in primisima istanza, di introdurre un **fattore correttivo di fatica** (che abbassi la resistenza ammissibile del materiale) in base all'impiego del particolare in esame:

- per particolari sottoposti a sostituzione programmata è possibile adottare un fattore correttivo di 1,2÷1,3:

$$f_{cf} = 1,2 \div 1,3$$

- per particolari che devono garantire la resistenza nel tempo (riconducibili a strutture *safe life*, con un numero di cicli dell'ordine di $10^7 \div 10^9$) si può arrivare a fattori pari a 3:

$$f_{cf} = 3$$

È buona prassi utilizzare tale fattore per moltiplicare le forze agenti (e non ridurre la sollecitazione ammissibile del materiale)

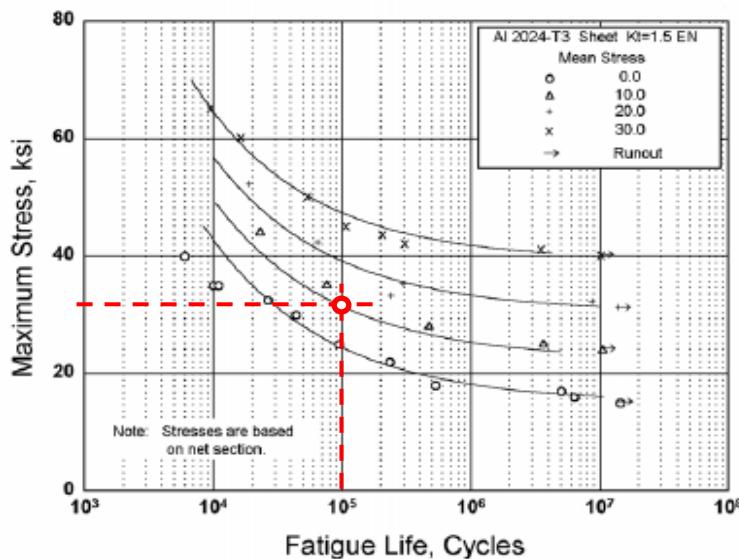
Si ricorda che anche per le strutture *safe life* viene definito dal costruttore una vita utile in ore di volo; raggiunto questo limite se ne deve prevedere comunque la sostituzione.

Le norme costruttive (CS - 23 e CS - 25) prevedono l'esecuzione di una serie di prove per la valutazione della resistenza a fatica e della propagazione del danno e la conseguente validazione del progetto; per gli ultraleggeri (CS - VLA) è invece previsto, dal paragrafo AMC-VLA 572(b), che come condizione di massima sollecitazione (per leghe di alluminio e acciai) venga considerata una sollecitazione pari a metà del carico di rottura: $\sigma_a = 0,5 \cdot \sigma_r$. È evidente come la situazione presentata per i VLA sia una semplificazione notevole della situazione e che può essere adottata quando ci si riferisca ad un VLA; si suggerisce comunque, in prima approssimazione, di **utilizzare con le modalità indicate i fattori correttivi indicati laddove se ne ritenga opportuno l'uso**. In tutti i casi, comunque, non si può tralasciare il coefficiente di sicurezza previsto dalle CS nel calcolare la sollecitazione ammissibile.

Si ricorda che leghe di titanio, materiali compositi e legnami in genere risentono poco dei fenomeni di fatica.

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Per ogni materiale di uso comune e condizione di fornitura sono state condotte prove che hanno permesso di tracciare i diagrammi specifici sollecitazione/numero di cicli; la figura che segue ne presenta un esempio per uno specifico caso riferito alla lega 2024T3 (lamiera) (da "Metallic Materials Properties Development and Standardization").



*Curve di Wöhler per un materiale specifico
 (ksi = kilopound square inch)*

Il diagramma sopra riportato contiene più curve che si riferiscono a cicli di diversa ampiezza (i cicli più ampi sono rappresentati dalle linee più basse).

Dato il diagramma specifico del materiale e avendo cognizione della tipologia del ciclo a cui il particolare è sottoposto, si entra sulle ascisse col numero di cicli previsti, si intercetta la curva e si va a leggere la corrispondente sollecitazione ammessa sull'asse delle ordinate. Ovvero, col percorso inverso, conoscendo la sollecitazione ammessa si può determinare il numero di cicli utili del materiale.

Per valutare gli effetti della fatica sugli aeromobili si utilizza, da decenni, un "**faticometro**" che tiene conto di quante volte vengono raggiunti fattori di carico negativi e positivi; il faticometro (nei suoi valori di fondo scala) è specifico per diverse tipologie di aeromobili. A fine giornata vengono rilevati i numeri di cicli e riportati su di una tabella che permette, sulla base di informazioni fornite dal costruttore dell'aeromobile, di definire l'invecchiamento della struttura. Va da sé che maggiori fattori di carico influenzano maggiormente la vita della struttura poiché impongono cicli di sollecitazione più ampi.

L'impiego di estensimetri incorporati, per quanto più complesso, permette tuttavia di tenere meglio sotto controllo i cicli di deformazione della struttura.



Tipico faticometro imbarcato su velivolo da combattimento (anni '80)

2.7 FONDAMENTI DI PROGETTAZIONE

A cura del Prof. Luigi Mascolo, ITT "G. C. Falco" – Capua (CE)

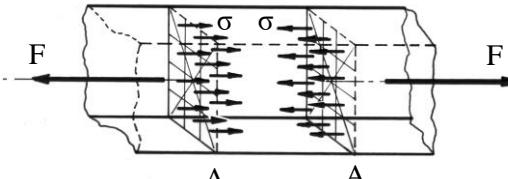
NOTA: Tutti gli schemi e i disegni non sono in scala e devono considerarsi unicamente rappresentativi

2.7.1 Calcolo di verifica e di progetto

Calcolo di verifica: Sono noti il materiale e le dimensioni geometriche (sezione) e ci si accerta, per confronto, che la tensione massima sulla sezione risulti entro i limiti di sicurezza, fissati con il carico unitario ammissibile.

Calcolo di progetto (dimensionamento): Scelto il materiale della struttura, si calcola l'area resistente minima necessaria (condizione di economia) imponendo alle tensioni interne il massimo valore ammissibile (condizione di sicurezza).

Per la verifica e per il progetto si considera sempre la sezione più sollecitata.

TIPOLOGIA DI SOLLECITAZIONE	CALCOLO DI VERIFICA	CALCOLO DI PROGETTO
TRAZIONE		
	$\sigma = \frac{F}{A} \leq \frac{\sigma_R}{k}$	$A_{min} = \frac{F \cdot k}{\sigma_{amm}} = \frac{F \cdot k}{\sigma_R}$ $F_{max} = \sigma_{amm} \cdot A$
Calcolo della deformazione elastica		
$\left\{ \begin{array}{l} \sigma = E \cdot \varepsilon = \frac{F}{A} \\ \varepsilon = \frac{\Delta L}{l} \end{array} \right. \quad \text{da cui} \quad \Delta L = \frac{F \cdot l}{E \cdot A}$		
Simbolo	Descrizione	Unità di misura (S.I.)
F	Sforzo normale nella sezione più sollecitata.	N
F_{max}	Massimo sforzo normale di trazione (o compressione).	N
A	Area della sezione resistente.	mm ²
A_{min}	Area minima della sezione resistente.	mm ²
σ	Tensione interna normale nella sezione più sollecitata.	N/mm ²
σ_R	Tensione interna normale che provoca la rottura del materiale quando viene sottoposto a trazione o a compressione.	N/mm ²
σ_{amm}	Tensione normale massima ammissibile per il materiale utilizzato.	N/mm ²
E	Modulo di elasticità longitudinale del materiale utilizzato (Modulo di Young).	N/mm ²
ϵ	Allungamento unitario.	-

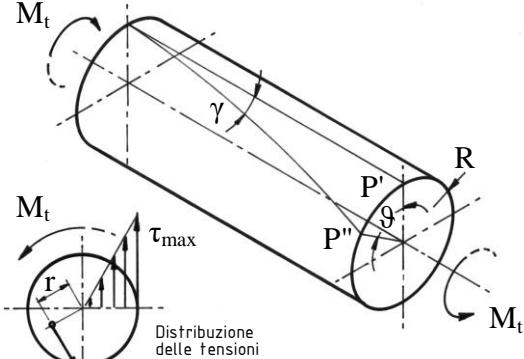
	Allungamento (o accorciamento nel caso di compressione).	mm
l	Lunghezza iniziale.	mm

TIPOLOGIA DI SOLLECITAZIONE		CALCOLO DI VERIFICA	CALCOLO DI PROGETTO
TAGLIO			
		Sezione rettangolare $\tau_{max} = \frac{3}{2} \cdot \frac{T}{A} \leq \tau_{amm}$ $A_{min} = \frac{3}{2} \cdot \frac{T}{\tau_{amm}}$	
Sezione circolare			
		$\tau_{max} = \frac{4}{3} \cdot \frac{T}{A} \leq \tau_{amm}$ $A_{min} = \frac{4}{3} \cdot \frac{T}{\tau_{amm}}$	
Sezione "a doppio T"			
		$\tau_{max} = \frac{T}{A_{anima}} \leq \tau_{amm}$ <i>dove</i> $\tau_{amm} = 0,58 \cdot \sigma_{amm}$	$A_{min} = \frac{T}{\tau_{amm}}$
Simbolo	Descrizione	Unità di misura (S.I.)	
T	Sforzo di taglio nella sezione più sollecitata.	N	
A	Area della sezione resistente.	mm^2	
A_{min}	Area minima della sezione resistente.	mm^2	
τ_{max}	Tensione interna tangenziale nella sezione più sollecitata.	N/mm^2	
τ_{amm}	Tensione tangenziale massima ammissibile per il materiale utilizzato.	N/mm^2	

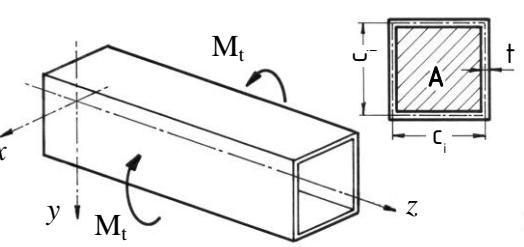
TIPOLOGIA DI SOLLECITAZIONE		CALCOLO DI VERIFICA	CALCOLO DI PROGETTO
FLESSIONE			
		$\sigma_{max} = \frac{M_f}{W_f} \leq \sigma_{amm}$ <i>dove</i> $W_f = \frac{J_{n-n}}{y_{max}}$	$W_{f min} = \frac{M_f}{\sigma_{amm}}$ $M_{f max} = W_f \cdot \sigma_{amm}$

Simbolo	Descrizione	Unità di misura (S.I.)
M_f	Momento flettente nella sezione più sollecitata.	N mm
σ_{max}	Massimo valore della tensione normale nella sezione più sollecitata.	N/mm ²
W_f	Modulo di resistenza a flessione (dipende solo dalla geometria della sezione).	mm ³
J_{n-n}	Momento d'inerzia della sezione rispetto all'asse neutro n-n.	mm ⁴
y_{max}	Distanza dall'asse neutro delle fibre più tese o più compresse.	mm

TIPOLOGIA DI SOLLECITAZIONE	CALCOLO DI VERIFICA	CALCOLO DI PROGETTO
TORSIONE – SOLIDI PIENI		

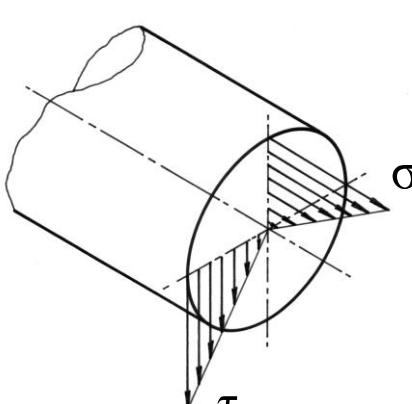
 <p>Distribuzione delle tensioni</p>	$\tau_{max} = \frac{M_t}{W_t} \leq \tau_{amm}$ <p>dove</p> $W_t = \frac{J_p}{R}$ <p>Angolo di torsione</p> $\theta = \frac{M_t \cdot L}{G \cdot J_p}$	$W_{t\min} = \frac{M_t}{\tau_{amm}}$ $M_{t\max} = W_t \cdot \tau_{amm}$
Relazioni valide anche per solidi circolari CAVI a parete sottile, per i quali vale l'ipotesi $\tau_{max} = \tau_{med}$		

TIPOLOGIA DI SOLLECITAZIONE	CALCOLO DI VERIFICA	CALCOLO DI PROGETTO
TORSIONE – TUBI A PARETE SOTTILE		

	<p>Teoria di Bredt</p> $\tau = \frac{q}{t} = \frac{M_t}{2 \cdot A \cdot t} \leq \tau_{amm}$ <p>Angolo di torsione max</p> $\theta = \frac{M_t \cdot L}{B}$ <p>Rigidezza torsionale</p> $B = \frac{4 \cdot G \cdot A^2}{\text{Perimetro spessore parete}}$ $B = \frac{4 \cdot G \cdot A^2}{\sum \frac{c_i}{t_i}}$	$t = \frac{M_t}{2 \cdot A \cdot \tau_{amm}}$ <p>NOTA La sommatoria si applica quando i lati di lunghezza c_i hanno differenti spessori t_i</p>
---	---	--

Simbolo	Descrizione (per entrambi i casi)	Unità di misura (S.I.)
M_t	Momento torcente agente	N mm
W_t	Modulo di resistenza a torsione (dipende unicamente dalla geometria della sezione).	mm ³
J_P	Momento d'inerzia polare della sezione rispetto al suo baricentro.	mm ⁴
R	Raggio della sezione.	mm
ϑ	Angolo di torsione.	rad
L	Lunghezza del tubo.	mm
c	Perimetro del tubo a parete sottile.	mm
t	Spessore del tubo a parete sottile.	mm
c_i	Lunghezza del i ^{mo} lato costituente il perimetro "c" del tubo	mm
t_i	Spessore del i ^{mo} lato del tubo a parete sottile	mm
B	Rigidezza torsionale della struttura.	N mm ²
G	Modulo di elasticità tangenziale del materiale.	N/mm ²
A	Area della superficie racchiusa dalla parete sottile.	mm ²

TIPOLOGIA DI SOLLECITAZIONE	CALCOLO DI VERIFICA	CALCOLO DI PROGETTO
FLESSO-TORSIONE Criterio di Von Mises applicato alle sezioni circolari piene (es. alberi rotanti delle macchine)		

	<p>La generica relazione di von Mises</p> $\sigma_{id} = \sqrt{\sigma^2 + 3 \tau^2} \leq \sigma_{amm}$ <p>per i casi di flesso-torsione diviene:</p> $\sigma_{id} = \sqrt{\sigma^2 + 3 \tau^2} = \frac{M_{fid}}{W_f} \leq \sigma_{amm}$ <p>dove:</p> $M_{fid} = \sqrt{M_f^2 + \frac{3}{4}M_t^2}$ <p>Nel caso di dimensionamento di alberi rotanti poiché possono manifestarsi fenomeni di fatica molto dannosi, si introduce un fattore correttivo e l'equazione di stabilità si scrive:</p> $\sigma_{id} = \frac{M_{fid}}{W_f} \leq \frac{1}{3}\sigma_{amm}$	$W_{fmin} = \frac{M_{fid}}{\sigma_{amm}}$ <p>Nel caso di alberi di trasmissione il minimo diametro dell'albero si ricava da:</p> $W_{fmin} = \frac{\pi}{32}d^3$
---	--	--

Simbolo	Descrizione	Unità di misura (S.I.)
M_{fid}	Momento flettente ideale (nella sezione più sollecitata)	N mm
σ_{id}	Massimo valore della tensione interna ideale.	N/mm ²
W_f	Modulo di resistenza a flessione (dipende solo dalla geometria della sezione).	mm ³
σ_{amm}	Tensione normale massima ammissibile per il materiale utilizzato.	N/mm ²
M_f	Momento flettente nella sezione più sollecitata.	N mm
M_t	Momento torcente agente (pressoché costante)	N mm

2.7.2 Dimensionamento di un'asta cilindrica cava compressa

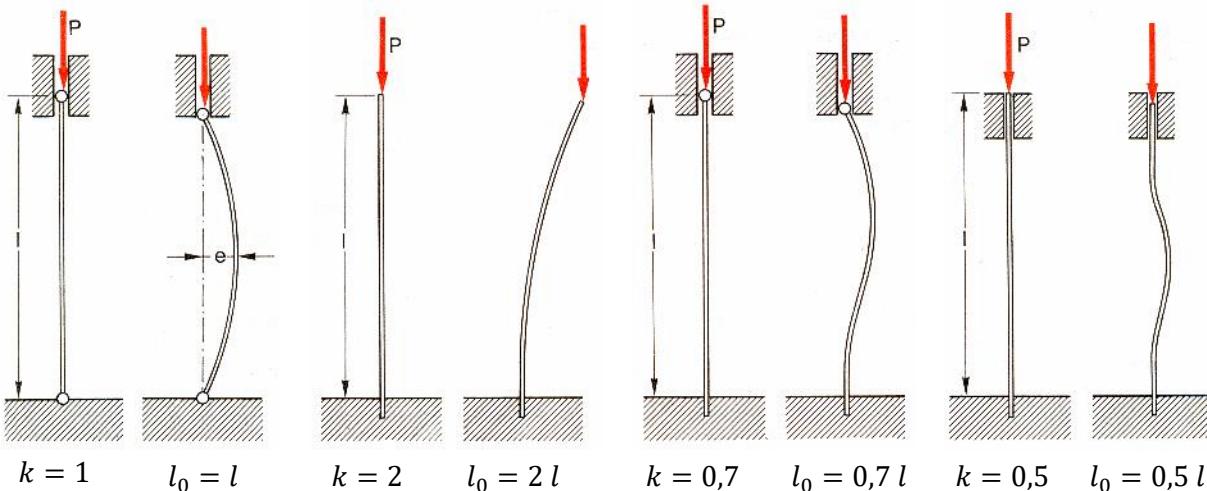
Questa tipologia di asta, in lega di alluminio, in ambito aeronautico, è tipicamente impiegata nei sistemi di comando rigidi delle superfici mobili dei piani di coda.

L'asta è un corpo snello soggetto ad un carico di compressione "P", per il dimensionamento della sua sezione circolare verrà applicata la "**teoria di Euler**" per il carico di punta.

$$P_{cr} = \frac{E \cdot \pi^2 \cdot J_{min}}{l_0^2}$$

ove: $P_{cr} = 1,5 \cdot P$ e $l_0 = k \cdot l$

Il coefficiente k dipende dai vincoli di estremità come di seguito schematizzato.



Dall'espressione del carico critico P_{cr} , dividendo per l'area della sezione, si ottiene l'espressione della tensione critica che:

$$\sigma_{cr} = \frac{P_{cr}}{A} = \frac{E \pi^2 J_{min}}{A l_0^2}$$

Il valore di σ_{cr} deve sempre essere inferiore al valore della tensione di snervamento (o di scostamento dal limite di proporzionalità).

Tenendo presente che il momento d'inerzia minimo della sezione vale $J_{min} = A \rho_{min}^2$ ove ρ è il raggio giratore d'inerzia che vale:

$$\rho_{min} = \sqrt{\frac{J_{min}}{A}}$$

Introducendo il concetto di "snellezza della trave" λ come:

$$\lambda = \frac{l_0}{\rho_{min}}$$

si ottiene:

$$\sigma_{cr} = \frac{\pi^2 E}{\lambda^2}$$

Il valore ottenuto per la generica sollecitazione ($\sigma = \frac{P}{A}$) deve essere inferiore al valore critico sopra definito. La validità dell'equazione di Eulero è limitata dal valore di σ_s ; pertanto esiste un valore limite di snellezza (λ^*)

$$\lambda^* = \pi \sqrt{\frac{E}{\sigma_s}}$$

al di sotto del quale non sarà possibile utilizzare il metodo di verifica secondo Eulero.

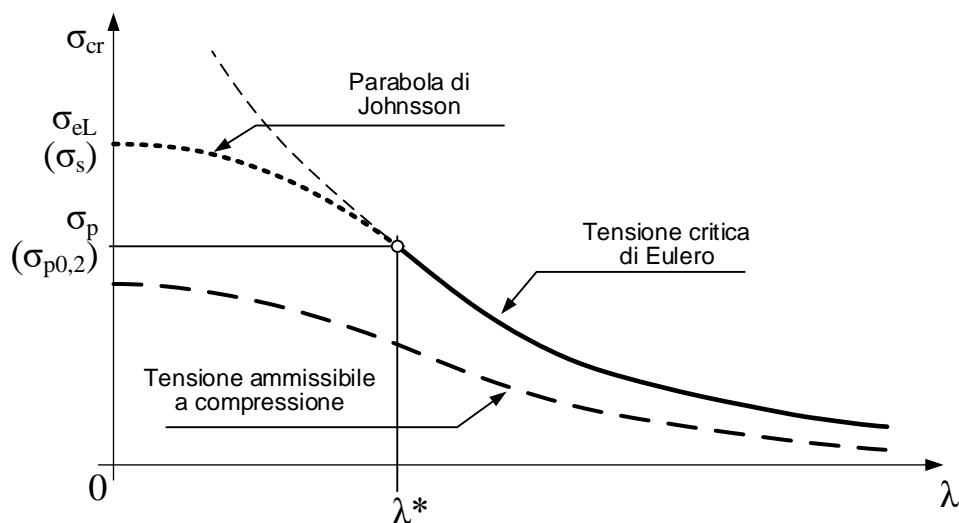


Diagramma del carico di punta

Nel campo aerospaziale, al di sotto della snellezza limite e sino a valori di circa 25÷30, si tende a utilizzare il **metodo di Johnsson**:

$$\sigma_{cr} = \sigma_s - \frac{\sigma_s - \sigma_p}{\lambda^{*2}} \cdot \lambda^2$$

Al di sotto di tali valori di snellezza, si progetta a semplice compressione, ponendo $\sigma \leq \sigma_{amm}$.

Noto il materiale con cui viene realizzata l'asta (e quindi il suo modulo E) ed il suo carico critico, con la **formula di Eulero** si determina il momento di inerzia minimo J_{min} :

$$J_{min} = \frac{l_0^2}{\pi^2} \cdot \frac{P_{cr}}{E}$$

Essendo una sezione circolare cava, dalla geometria delle masse risulta:

$$J_x = J_y = \frac{\pi}{64} \cdot (D^4 - d^4)$$

Ove, con d si è indicato il diametro interno e con D il diametro esterno dell'asta; cui si ricava:

$$D^4 - d^4 = 64 \cdot \frac{J_{min}}{\pi}$$

Avendo due incognite (d e D), si può procedere secondo due metodologie:

- **per tentativi**, imponendo delle coppie di valori, sino a quando non si ottiene un risultato soddisfacente ($J \geq J_{min}$) e ricordando che in campo aeronautico, per aste in alluminio che

fanno parte di un comando rigido di un comando, il diametro esterno si aggira tra 30 mm e 22 mm (ad esempio si potrà effettuare il primo tentativo con $D=28$ mm e $d=24$ mm);

- **risolvendo il sistema di equazioni** seguente, assumendo che il diametro interno d sia pari al 95 % di quello esterno D :

$$\begin{cases} D^4 - d^4 = 64 \cdot \frac{J_{min}}{\pi} \\ d = 0,95D \end{cases}$$

2.7.3 Asta cava a sezione ellittica

Se l'asta è a sezione ellittica, come sono in genere quelle impiegate in campo aeronautico per le aste di controvento, abbiamo dalla geometria delle masse i seguenti momenti di inerzia:

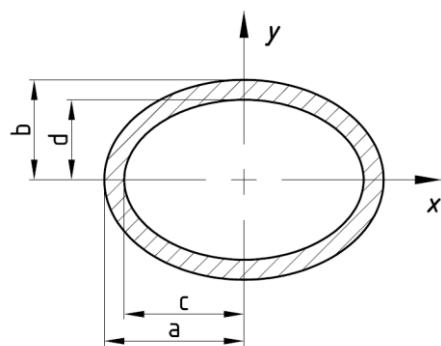
$$J_x = 0,7854 \cdot (b^3 \cdot a - d^3 \cdot c) = J_{min}$$

$$J_y = 0,7854 \cdot (a^3 \cdot b - c^3 \cdot d)$$

Dei due momenti di inerzia calcolati, si prenderà in considerazione unicamente J_x , essendo quello minimo. Le incognite sono 3: i due semidiametri (a e b) e lo spessore della parete.

In genere si procede per tentativi; fissati i rapporti b/a e c/a e si procede per tentativi partendo dal valore del semidiametro " a " (che si può ritenere compreso tra 30 mm e 40 mm), calcolando il valore del momento d'inerzia J e confrontandolo col valore di J_{min} ricavato dalla trattazione di Euler.

Ad esempio, imponendo: $\begin{cases} b = 0,60 \cdot a \\ c = 0,95 \cdot a \end{cases}$ si ottiene:



a	b	c	d	Jx	Jy
x_1	$0,60 x_1$	$0,95 x_1$	$0,55 x_1$	$0,0455 x_1^4$	$0,100 x_1^4$
x_2	$0,60 x_2$
x_3	$0,60 x_3$

Se $J_x < J_{min}$ si itera il procedimento con $x_2 > x_1$

2.7.4 Dimensionamento di un terminale a forcella

2.7.4.1 Verifica a tranciamento del perno e suo dimensionamento

Si inizia dimensionando "al taglio" il perno, imponendo che la massima tensione tangenziale sia uguale a quella ammisible:

$$\tau_{max} = \frac{4}{3} \cdot \tau_{media} = \frac{4}{3} \cdot \frac{F_{max}}{A_R} = \tau_{amm}$$

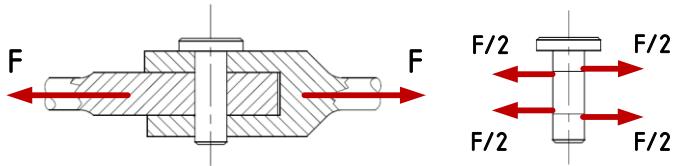
con

$$A_R = 2 \cdot \left(\frac{\pi \cdot d^2}{4} \right)$$

E quindi, ricavando F_{max}

$$F_{max} = \frac{3}{4} \cdot \tau_{amm} \cdot A_R = \frac{3}{4} \cdot \tau_{amm} \cdot 2 \cdot \left(\frac{\pi \cdot d^2}{4} \right)$$

$$F_{max} = \frac{3}{8} \cdot \pi \cdot d^2 \cdot \tau_{amm}$$



Viceversa, per il dimensionamento del perno, nota la forza agente F_{max} ed il materiale con cui il perno è costruito, si ha:

$$d = \sqrt{\frac{8}{3 \cdot \pi} \cdot \frac{F_{max}}{\tau_{amm}}}$$

Se, invece, è nota la forza agente F_{max} e il diametro del perno, è necessario verificare che:

$$\tau_{max} = \frac{8}{3 \cdot \pi} \cdot \frac{F_{max}}{d^2} < \tau_{amm}$$

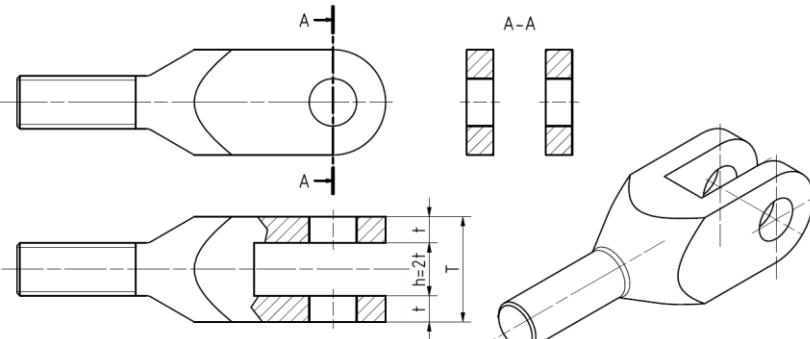
2.7.4.2 Verifica a schiacciamento del perno e dimensionamento dello spessore della forcella

Per verificare il perno allo schiacciamento è necessario che esso sia sottoposto ad una "pressione specifica" inferiore o uguale alla tensione ammmissible:

$$p_{sp} = \frac{F_{max}}{A_R} \leq \sigma_{amm}$$

Nel caso dello schiacciamento l'area resistente A_R è data dall'altezza del perno (uguale allo spessore della forcella) per il suo diametro e quindi:

$$A_R = d \cdot h = \frac{F_{max}}{\sigma_{amm}}$$



da cui

$$h = \frac{F_{max}}{\sigma_{amm} \cdot d}$$

Si può ricavare lo spessore t di ogni forcella assumendo che sia pari alla metà di h ; T rappresenta lo spessore complessivo della forcella e trova riscontro nella lunghezza dello stelo del perno di accoppiamento tra i due elementi del giunto.

2.7.4.3 Verifica della forcella a strappo e calcolo del diametro esterno

La piastra cede per strappo quando si supera la tensione di rottura σ_R nelle sezioni perpendicolari alla direzione di applicazione del carico.

Per le due piastre che costituiscono la forcella, l'area resistente allo strappo è data dall'area delle due sezioni tratteggiate, presa due volte, ovvero:

$$A_R = 2 \cdot [2 \cdot t \cdot (R - r)] = 4 \cdot t \cdot (R - r)$$

Per verificare la forchetta allo strappo occorre che risulti sempre:

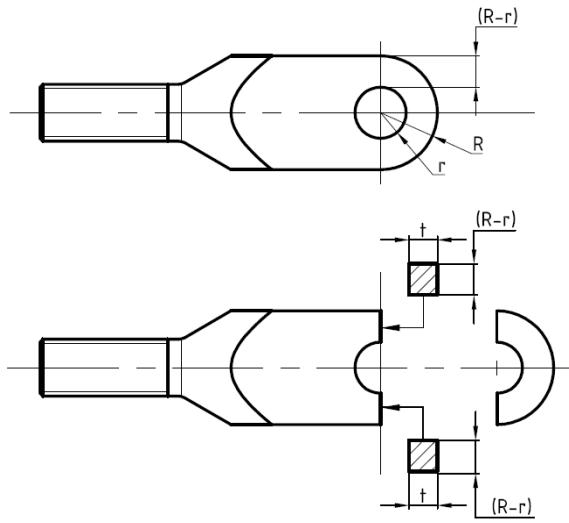
$$\sigma_{max} = \frac{F_{max}}{A_R} = \frac{F_{max}}{4 \cdot t \cdot (R - r)} \leq \sigma_{amm}$$

Viceversa, se si vuole calcolare R , nota la forza F_{max} ed il diametro del perno $d = 2r$, si ricava in prima istanza

$$A_R = \frac{F_{max}}{\sigma_{amm}}$$

E poi, essendo $A_R = 4 \cdot t \cdot (R - r)$ si ha

$$R = \frac{A_R}{4 \cdot t} + r$$



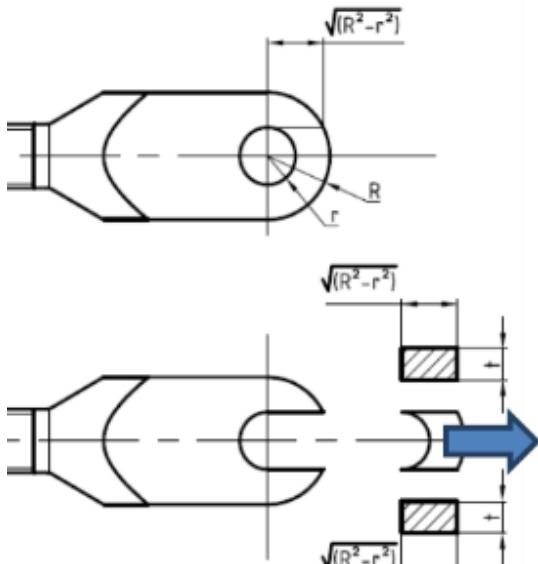
2.7.4.4 Verifica della forcella a tranciamento

La piastra cede per tranciamento in corrispondenza della minima sezione resistente al taglio indebolita dalla presenza del foro per l'alloggiamento del perno. Per le due piastre che costituiscono la forcella, l'area resistente al taglio è data dall'area delle due sezioni tratteggiate, presa due volte, ovvero:

$$A_R = 2 \cdot (2 \cdot t \cdot \sqrt{R^2 - r^2})$$

Per la verifica della stessa al tranciamento dovrà risultare:

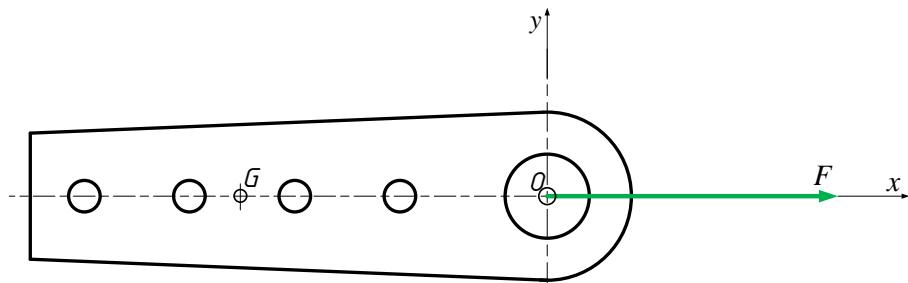
$$\tau_{max} = 1,5 \cdot \tau_{med} = 1,5 \cdot \frac{F_{max}}{A_R} \leq \tau_{amm}$$



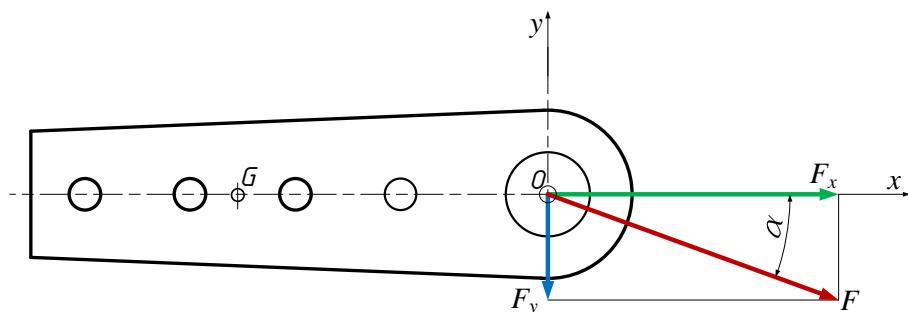
2.7.5 Dimensionamento e verifica di una piastra forata

L'impiego di piastre forate per alloggiare elementi di collegamento è un'evenienza molto comune; pensando a una squadretta o a un attacco alare si possono verificare sostanzialmente 3 casi:

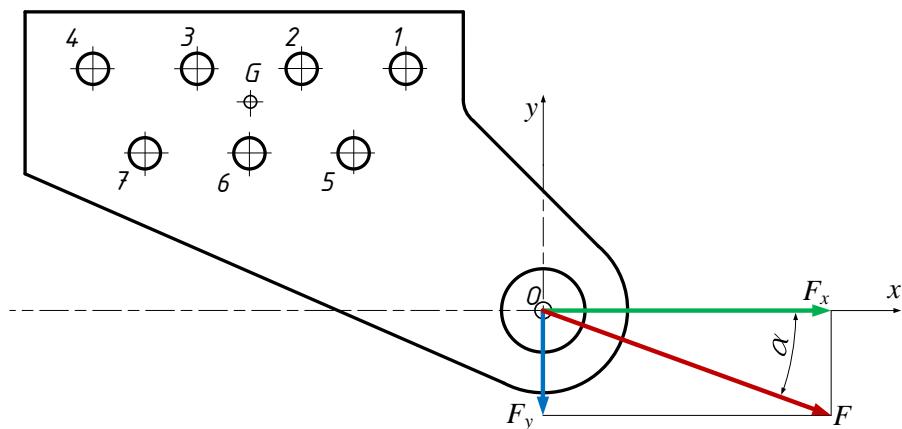
1. Gli elementi di collegamento (fori) sono allineati e la forza è allineata con la foratura; sugli elementi di collegamento agisce unicamente una forza di taglio pari alla forza / numero degli elementi;



2. Gli elementi di collegamento (in numero di n) sono allineati, ma la forza non è in asse con i fori, pertanto la forza viene scomposta in due direzioni (una allineata all'asse delle forature e l'altra ad essa perpendicolare). La forza assiale si comporta come nel caso 1 ma, a questi effetti diretti, bisogna aggiungere quelli generati dalla componente perpendicolare. Questa genera un momento rispetto al punto baricentrico della foratura e un taglio; il momento viene compensato da un'ulteriore forza di taglio (indiretto) variabile in base alla posizione dell'elemento considerato rispetto al baricentro della foratura.



3. Gli elementi di collegamento non sono allineati e la forza ha una direzione qualsiasi. In questo caso le azioni di taglio diretta e indiretta derivano da entrambe le componenti della forza agente.



In tutti i casi si ipotizza che:

- gli "n" elementi di collegamento abbiano il **medesimo diametro** (in ragione delle considerazioni che seguiranno),
- la forza agisca al centro dell'occhio e che tale punto sia assunto come origine del sistema di riferimento;

- si tratti di un collegamento a doppia sovrapposizione (in cui gli elementi di collegamento lavorino su due sezioni resistenti); se il numero di sezioni resistenti è diverso da 2 sarà necessario intervenire sulle relazioni in cui tale fattore entra in gioco

2.7.5.1 Caso 1

Sia F la forza agente e n il numero di elementi di collegamento; lo sforzo “ennesimo” di taglio su ogni elemento vale

$$T_n = \frac{F}{n}$$

Da questo valore, assegnato il materiale, risulta immediato pervenire al diametro del perno.

2.7.5.2 Caso 2

La forza agente, inclinata di un angolo α rispetto all’asse della foratura viene scomposta secondo due direzioni ortogonali (orizzontale e verticale):

$$F_x = F \cdot \cos \alpha$$

$$F_y = F \cdot \sin \alpha$$

La frazione “ennesima” del taglio “diretto” agente su ogni elemento di collegamento vale:

$$T_n = \frac{F}{n}$$

come sarà meglio definito più avanti.

Poiché i fori non sono disposti simmetricamente rispetto alla forza agente è necessario determinare il **centro equivalente di resistenza** (indicato con “ G ” che potrebbe essere pensato come il “baricentro” della foratura e come tale indicato nel seguente):

$$X_G = \frac{\sum (A_n \cdot x_n)}{\sum A_n} \quad Y_G = \frac{\sum (A_n \cdot y_n)}{\sum A_n}$$

Ove A_n rappresenta l’area del foro ennesimo (ovvero la sezione del perno) e x_n la distanza, lungo l’asse x , del foro ennesimo dall’origine del sistema. Si presti attenzione al fatto che siamo in un sistema orientato, per cui le distanze x_n devono essere considerate complete di segno (positivo se concordi col verso positivo del sistema di riferimento).

Inoltre si tenga presente che, nel caso in esame in cui i fori sono tutti allineati lungo l’asse di riferimento, Y_G vale zero.

Per semplificare i calcoli necessari a definire la distanza dei singoli fori dal centro equivalente di resistenza è opportuno riportare i dati in una tabella.

Pos	Posizione iniziale del foro “ n ” [mm]		Posizione del foro “ n ” rispetto a G [mm]		Distanza foro “ n ” – baricentro [mm] $b_n = \sqrt{X'_n{}^2 + Y'_n{}^2}$
	X_n	Y_n	$X'_n = X_n - X_G$	$Y'_n = Y_n - Y_G$	
1					
2					
...					
n					

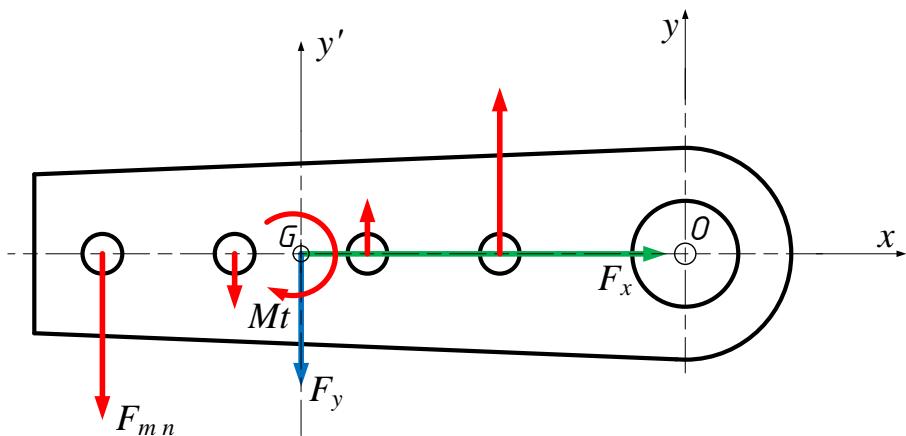
Avendo eseguito questa traslazione è necessario aggiungere il “momento di trasporto” (Mt) dato da:

$$Mt = F_x \cdot Y'_n + F_y \cdot X'_n$$

Il momento di trasporto provoca una rotazione della piastra attorno a G ; tale rotazione deve essere bilanciata, affinché sia garantito l’equilibrio della rotazione, da un momento di reazione generato da tutte le forze Fm_n che, sul bordo di ogni foro, agiscono perpendicolarmente alla congiungente il centro dei fori con il baricentro G .

$$Mt = \sum (Fm_n \cdot b_n)$$

Si ottiene, allora, la situazione schematizzata nella figura seguente nella quale la forza F (scomposta nelle due componenti F_x e F_y) è stata traslata nel centro equivalente di resistenza ("baricentro" G) e, in rosso, sono rappresentati il momento Mt e le forze di reazione F_{mn} che andranno valutate e sommate al taglio "diretto".



Le forze F_{mn} si sommano vettorialmente alle forze di taglio "diretto" T_n derivanti dal carico esterno e, pertanto, su ciascuno degli " n " perni agirà una forza di taglio complessiva pari a:

$$\vec{R}_i = \vec{T}_n + \vec{F}_{mn} \rightarrow \begin{cases} \vec{R}_{x_i} = \vec{T}_{x_n} + \vec{F}_{x\,mn} \\ \vec{R}_{y_i} = \vec{T}_{y_n} + \vec{F}_{y\,mn} \end{cases}$$

Ipotizzando " n " perni di uguale diametro:

- il taglio "diretto" si ripartirà in maniera uniforme tra di essi e, quindi, varrà:

$$T_n = \frac{F}{\sum A_n} \cdot A_n = \frac{F}{n} \rightarrow \begin{cases} T_{x_n} = \frac{F_{x\,n}}{n} \\ T_{y_n} = \frac{F_{y\,n}}{n} \end{cases}$$

- il taglio derivante dal momento (F_{mn}) avrà un valore diverso da foro a foro, in relazione alla sua posizione rispetto a G :

$$F_{mn} = \frac{Mt}{\sum b_n^2} \cdot b_n \rightarrow \begin{cases} F_{x\,mn} = F_{mn} \cdot \sin \alpha_n \\ F_{y\,mn} = F_{mn} \cdot \cos \alpha_n \end{cases}$$

L'angolo α_n è l'angolo formato tra l'asse orizzontale (asse x) e il segmento congiungente il baricentro G col centro dell'ennesimo foro; si noti che l'angolo è misurato con la consueta convenzione della goniometria. Nel caso in esame, essendo tutti i fori allineati sull'asse x , allo stesso livello di G , l'angolo α_n è nullo.

Riportando in un prospetto i dati utili, si ha:

Pos	Posizione iniziale [mm]		Posizione rispetto a G [mm]		Distanza foro – baricentro [mm]		Forza [N]	Angolo α_n [°]	Componenti forza F_{mn} [N]	
	X_n	Y_n	X'_n	Y'_n	b_n	b_n^2			$F_{x\,mn}$	$F_{y\,mn}$
1										
2										
...										
n										

Si può quindi calcolare la risultante R_n che agisce su ognuno dei perni e successivamente la tensione tangenziale data da $\tau_n = \frac{4}{3} \cdot \frac{R_n}{A_{Ris\,n}}$, tenendo presente che $A_{Ris\,n} = k \cdot A_n = 2 \cdot A_n$

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

poiché, nel caso in esame, il collegamento è a 2 sezioni resistenti (k rappresenta il numero di sezioni resistenti).

Pos	$F_{x\,m\,n}$	$F_{y\,m\,n}$	$T_{x\,n}$ [N]	$T_{y\,n}$ [N]	$R_{x\,n}$ [N]	$R_{y\,n}$ [N]	R_n [N]	τ_n [N/mm ²]
	$F_{x\,m\,n}$	$F_{y\,m\,n}$	$T_{x\,n} = \frac{F_{x\,n}}{n}$	$T_{y\,n} = \frac{F_{y\,n}}{n}$	$F_{x\,m\,n} + T_{x\,n}$	$F_{y\,m\,n} + T_{y\,n}$	$R_n = \sqrt{R_{x\,n}^2 + R_{y\,n}^2}$	$\tau_n = \frac{4}{3} \cdot \frac{R_n}{A_{Ris\,n}}$
1								
2								
...								
n								

Definita la tensione tangenziale massima si può procedere a dimensionare il perno maggiormente sollecitato; per semplicità costruttiva tutti i perni possono assumere il diametro così calcolato.

Per il foro maggiormente sollecitato si pone:

$$\tau_{amm} = 0,58 \cdot \sigma_{amm} = \tau_{max}$$

Da cui ricavare la sezione resistente

$$A = \frac{4}{3} \cdot \frac{R_{i\,max}}{2 \cdot \tau_{max}}$$

(si ricordi che il 2 al denominatore indica il numero di sezioni resistenti) e quindi determinarne il diametro con la relazione

$$d = \sqrt{\frac{4 \cdot A}{\pi}}$$

Può essere utile, a questo punto, arrotondare tale diametro al valore normale (serie dei numeri normali di Rénard) più prossimo (per eccesso).

2.7.5.2.1 Determinazione della pressione specifica nei fori della piastra

Anche se i perni resistono alle sollecitazioni di taglio applicate, potrebbero tuttavia deformare i fori della piastra in corrispondenza del carico applicato. Occorre quindi verificare che la lamiera sia in grado di sopportare la pressione esercitata sui fori (pressione specifica) ed eseguire una verifica a rifollamento (o ovalizzazione del foro), verificando che la pressione specifica media sulle pareti dei fori sia inferiore alla tensione ammissibile del materiale con cui è costruita la piastra. La pressione specifica risulta essere definita dalla seguente relazione:

$$p_{sp\,n} = \frac{\text{forza complessiva applicata}}{\text{area proiettata cilindro del foro}} = \frac{R_n}{s \cdot d} \leq \sigma_{amm}$$

Foro	R_n [N]	d [mm]	$A = d \cdot s$ [mm ²]	$p_{sp\,n}$ [N/mm ²]
1				
2				
...				
n				

Anche in questo caso il valore di riferimento è quello del foro più sollecitato; quindi il materiale da utilizzarsi dovrà avere una sollecitazione unitaria ammissibile (σ_{amm}) uguale o maggiore a tale valore.

Le successive verifiche a strappo e a tranciamento (ovalizzazione e rifollamento del foro) seguono le consuete metodiche esposte nella trattazione di un terminale a forcetta. Trattandosi di carichi concentrati su pochi elementi può essere opportuno considerare un "fitting factor" adeguato come indicato nella parte del manuale relativa ai fattori correttivi e di sicurezza (paragrafo 2.6).

Occhio della piastra

Anche l'occhio della piastra può essere soggetto a verifica delle dimensioni, seguendo i passi sopra delineati: dimensionamento del perno (tipicamente a due sezioni resistenti) per definire il diametro del foro e successiva verifica a tranciamento, a strappo e a pressione specifica.

2.7.5.3 Caso 3

Il caso, pur presentandosi maggiormente complesso, segue la medesima trattazione esposta per il caso 2, avendo l'avvertenza di ripetere, passo per passo, i passaggi descritti **anche** per la componente verticale, in quanto anche questa genera un momento rispetto al baricentro (centro equivalente di resistenza).

2.8 CHIODATURE

2.8.1 Lamiere

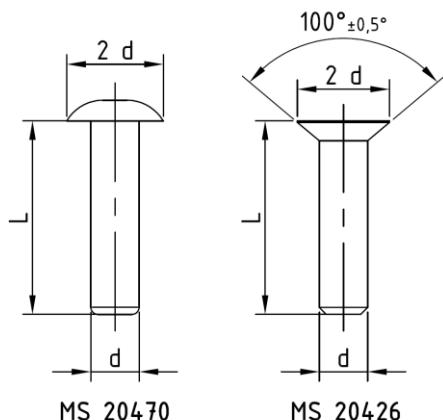
Le lamiere in lega di alluminio disponibili commercialmente hanno gli spessori riportati nel prospetto seguente, che evidenzia la corrispondenza tra spessori "imperiali" e metrici.

Equivalenza pollici-millimetri per lamiera in lega di alluminio - <i>Valori indicativi</i>													
Pollici													
.016	.02	.025	.032	.040	.051	.064	.079	.098	.118	.158	.197	.230	
0,4	0,5	0,6	0,8	1,0	1,28	1,6	2,0	2,5	3,0	4,0	5,0	6,0	
Millimetri													

2.8.2 Chiodi

La giunzione deve essere in grado di garantire una resistenza pari al pannello di lamiera "più debole" che ne fa parte.

Il collegamento viene tipicamente eseguito con chiodi (**rivet** o **solid shank rivet**) ribattuti a freddo (detti anche ribattini); il "rivetto" (che permette l'installazione avendo accesso ad una sola parte del giunto), secondo la denominazione americana viene denominato **blind rivet**. I chiodi più diffusi sono di provenienza statunitense e sono tipicamente a **testa universale (MS20470)** e a **testa piano-svasata (MS20426)**, rappresentati nella figura seguente. L'angolo di svasatura della testa per i chiodi MS20426 è di $100^\circ \pm 0,5^\circ$; notare che, in questo caso, la lunghezza del chiodo comprende anche lo spessore della testa (similmente a quanto avviene con le viti a testa piano-svasata). La testa piano-svasata richiede una preparazione della sede nella lamiera che la ospita: fresata (per lamiere di adeguato spessore) o imbutita (per lamiere sottili). In nessun caso la sede può avere profondità inferiore all'altezza della testa del chiodo.



Tipi di chiodi di impiego più comune

Possono essere realizzati in diverse leghe ma, in genere, viene utilizzata la 2117T4 ("pronti all'uso", sigla convenzionale AD); la lega 2024T4 (sigla convenzionale DD) è stata, nel corso degli anni, abbandonata viste le complicazioni di installazione (refrigerazione e installazione entro pochi minuti dall'estrazione dal freezer); per sopprimere alle maggiori caratteristiche meccaniche della 2024T si utilizzano "fasteners" di architettura più avanzata). I dati inerenti i materiali sono riportati in dettaglio nel seguito mentre le caratteristiche meccaniche delle leghe utilizzate sono riportate in altra parte del manuale.

Le dimensioni dei chiodi sono espresse in frazioni di pollice: **diametro in trentaduesimi e lunghezze in sedicesimi**, i diametri sono, perciò, 2/32 in, 3/32 in, 4/32 in (1/8 in), 5/32 in, 6/32 in (3/16 in). Quelli di impiego più comune sono quelli da 1/8 in (3,2 mm) e quelli da 5/32 in (4 mm).

L'**allegato 1** riporta le schede con le specifiche costruttive dei chiodi MS20470 e MS 20426 di derivazione statunitense e comunemente diffusi; altre nazioni e talvolta costruttori utilizzano standard molto differenti e non sempre sovrapponibili agli standard MS (Military Standard) citati. Gli standard MS derivano dagli standard AN (Army Navy) adottati dalle forze armate USA immediatamente prima della 2^a guerra mondiale al fine di standardizzare parti e componenti presenti sugli aeromobili con lo scopo di semplificare l'approvvigionamento e la logistica.

Si noti come, nella terminologia inglese/americana, i **rivetti** siano chiamati ***blind rivet*** in relazione alla diversa metodologia di applicazione.

I rivetti sono caratterizzati per poter essere applicati ove non vi sia accessibilità a entrambi i lati del collegamento; hanno un gambo cavo nel quale viene sottoposta a trazione, fino a rottura, una spina che va a deformare il gambo formando la controtesta. Su aeromobili di semplice costruzione vengono sempre più spesso utilizzati per la velocità e facilità di installazione; per soluzioni costruttive più sofisticate si utilizzano i già citati fasteners più avanzati.

2.8.2.1 Fori

I fori per ospitare i chiodi e i rivetti sono eseguiti con diametri leggermente maggiorati come risulta dal prospetto che segue; la codifica delle punte elicoidali secondo gli standard USA è poco razionale e riportata per esteso all'**allegato 2**. In questa codifica si alternano frazioni di pollice, decimi di pollice, numeri convenzionali e lettere convenzionali.

Diametro dei fori per ribattini				
Diametro ribattini [in]	[mm]	Punta elicoidale USA Numero/denominazione	Diametro [mm]	Punta di uso comune [mm]
3/32	2,38	40	2,49	2,5
4/32 = 1/8	3,18	30	3,26	3,3
5/32	3,97	21	4,03	4,1
6/32 = 3/16	4,76	11	4,85	4,9

2.8.2.2 Leghe di alluminio impiegate per la costruzione dei chiodi

Materiale	1100 o 3300	2117 T	2017 T	2024 T	5056 T	7050 T73	Rame	Monel
Designazione AN/NASM	A	AD	D	DD	B	KE	C	M

La “sigla convenzionale” è quella che appare nella stringa di identificazione del chiodo. Tale stringa viene composta come indicato nel paragrafo seguente. È evidenziata la lega 2117T che è quella di impiego più comune.

2.8.2.3 Identificazione dei chiodi

Un segno riportato sulla testa del chiodo permette di identificare il materiale con cui il chiodo stesso è fabbricato; il prospetto seguente presenta tali segni distintivi limitatamente alle leghe di alluminio.

Materiale	1100	2117 T	2017 T	2017 T-HD	2024 T	5056 T	7050 T73	7075 T73
Contra-segno								
	--	Punto scavato	Punto in rilievo	Punto in rilievo	Due tratti in rilievo	Croce in rilievo	Corona circolare in rilievo	Tre tratti in rilievo
Designazione AN/NASM	A	AD	D	D	DD	B	E	--

Le differenti forme della testa sono riassunte nel prospetto che segue (i disegni sono puramente indicativi). Sono evidenziate in grassetto le tipologie normalmente impiegate. Il chiodo a testa piano svasata richiede la preparazione della sede con le metodologie evidenziate nel seguito e presenta, pertanto, un maggior costo di applicazione che trova giustificazione unicamente nella

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"

Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

migliore finitura superficiale per le superfici esposte al vento necessaria per ridurre le resistenze parassite. Inoltre, per ottenere la superficie priva di asperità, è spesso richiesta una lavorazione di fresatura finale delle teste (shaving) per rimuovere eventuali sporgenze rimanenti

Forma della testa					
Denominazione	Testa universale (universal head)	Testa tonda (round head)	Testa ribassata (brazier head)	Testa piano-svasata (countersunk head)	Testa piana (flat head)
Sigla	AN 470- MS20470 NASM20470	AN 430 – MS 20430 AN 435 MS 20613 MS 20615	AN 455 AN 456	AN 426 MS 20426 NASM20426 AN 427* MS 20427*	AN 441 AN 442

* i chiodi AN427/MS20427 sono prodotti con materiali diversi dalle leghe di alluminio

AN = Army/Navy (normalizzazione anni '30 - '40, quando l'aeronautica americana era ancora parte dell'esercito)

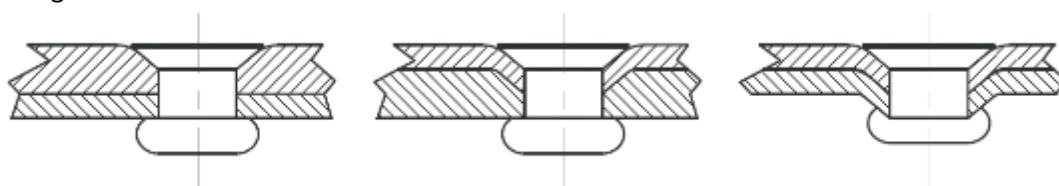
MS = Military Standard (normalizzazione dagli anni '50 in poi)

NAS = National Aircraft Standard (normalizzazione più recente)

NASM = National Aircraft Standard, Military (normalizzazione più recente, rimpiazza la maggior parte dei MS)

2.8.2.4 Preparazione della sede per chiodi a testa piano-svasata

La lamiera superiore viene preparata per ospitare la testa dei chiodi; la preparazione dipende dallo spessore della lamiera che ospita la testa. La simbologia abbreviata (C, DC, DD) è quella riportata sui disegni secondo la norma NA S523 "Fastener Code".

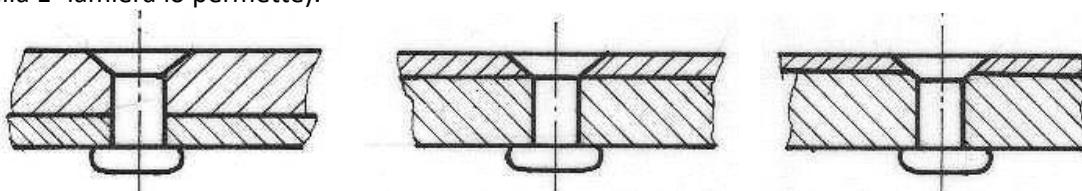


Svasatura
(Countersunk) **C**

Imbutitura prima lamiera,
svasatura seconda
(Dimpled Countersunk) **DC**

Imbutitura di prima e seconda
lamiera
(Dimpled Dimpled) **D2**

Per i chiodi a testa piano-svasata si deve eseguire una svasatura appropriata (**solo** se lo spessore della 1^a lamiera lo permette).



OTTIMALE

PERMESSO (MA DA EVITARE)

NON ACCETTABILE

2.8.2.5 Designazione dei chiodi

Con le informazioni sopra riportate è possibile giungere a definire una “stringa identificativa” per i chiodi che riporta le voci indicate in grassetto nel prospetto che segue. Essi vengono identificati con una sigla alfanumerica mentre sui disegni si utilizza una sigla abbreviata di due lettere, come indicato nella colonna evidenziata nella tabella seguente (*sono indicati i MS ma vale anche per i NAS e NASM corrispondenti*).

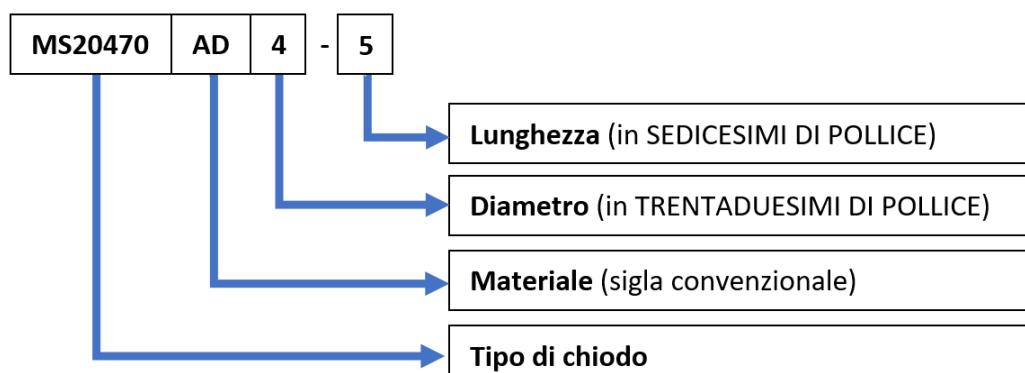
Tipo di chiodo	Materiale*	Dimensioni da indicare**	Sigla abbreviata***
MS 20470	A	1100	BH
MS 20470	AD	2117	BJ
MS 20470	B	5056	BK
MS 20470	DD	2024	CX
MS 20426	A	11000	BA
MS 20426	AD	2117	BB
MS 20426	B	5056	BC
MS 20426	DD	2024	CY

- * viene richiamato per esteso il tipo di materiale (numero di 4 cifre) che NON fa parte della stringa identificativa; fa parte della stringa identificativa la lettera identificativa (A, AD, ecc.) indicata in grassetto.
- ** il diametro è espresso in trentaduesimi di pollice mentre la lunghezza è espressa in sedicesimi di pollice
- *** come indicata sui disegni secondo la norma NAS 523 “Fastener Code”; NON fa parte della stringa identificativa e non comprende le dimensioni del chiodo ma unicamente ne identifica tipo e materiale.

La stringa identificativa risulta perciò composta da:

TIPO DI CHIODO / MATERIALE / DIAMETRO – LUNGHEZZA

Notare che il diametro e la lunghezza sono separate da un trattino (*dash*) mentre le altre voci sono separate da uno spazio.



- **MS20470 AD 5-6** identifica un chiodo a testa universale (MS20470) realizzato in lega 2117 (AD), diametro 5/32 in e lunghezza 6/16 in
- **MS20426 DD 3-5** identifica un chiodo a testa piano svasata (MS20426), realizzato in lega 2024 (DD), diametro 3/32 in e lunghezza (testa compresa) 5/16 in

2.8.2.6 Indicazione sui disegni

Sui disegni tale designazione risulterebbe di difficile comprensione e priva di informazioni utili all'installazione dei chiodi stessi (verso di inserimento, numero di elementi). Si ricorre perciò ad una indicazione convenzionale codificata NAS (prescritta dalla norma NAS 523 "Fastener Code") che consiste in una "croce" completa di indicazioni specifiche e collegata alla chiodatura (o collegamento) a cui si riferisce (nell'esempio i diversi settori sono stati colorati in maniera differente per meglio evidenziarli).

Campo NW TIPO DI CHIODO/FASTENER	Campo NE DIAMETRO – ORIENTAMENTO TESTA
Campo SW PREPARAZIONE SEDE	Campo SE LUNGHEZZA GAMBO

Campo	Descrizione
NW	TIPO DI FASTENER: indica, con la sigla abbreviata (secondo NAS 523) richiamata nella tabella precedente (BJ, CY, BK, BB, ecc.), il tipo di chiodo utilizzato. Questa sigla comprende forma della testa e materiale.
NE	DIAMETRO: indica il diametro del chiodo/fastener espresso in trentaduesimi di pollice ORIENTAMENTO TESTA: indica il verso in cui è montato il chiodo: F se la testa è lontana (FAR) dall'osservatore (che vede la controtesta) N se la testa è rivolta dalla parte dell'osservatore (NEAR)
SE	LUNGHEZZA: indica la lunghezza del chiodo espressa in sedicesimi di pollice
SW	PREPARAZIONE SEDE: si applica solo ai chiodi/fasteners a testa piano-svasata: C: countersunk – svasata per asportazione di truciolo (lamiera di adeguato spessore) D: dimpled – svasata per imbutitura (lamiera sottile) DC: 1 ^a lamiera con sede imbutita, 2 ^a lamiera con sede svasata D2: 1 ^a lamiera con sede imbutita, 2 ^a lamiera con sede imbutita D2C: prime due lamiere imbutite, terza lamiera svasata D3: tre lamiere imbutite

Sul fianco (dipende dalla disposizione dell'indicazione rispetto al disegno) viene riportato anche il numero di chiodi della chiodatura in esame; l'esempio che segue racchiude tutte le indicazioni citate (lettura in verso orario):

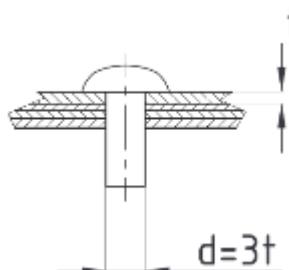
Indicazione NAS	Campo	Indicazione	Iscrizione	Significato
12	NW	Tipo di chiodo	BB	Ribattini a testa piano-svasata in lega 2117T (MS20426AD)
	NE	Diametro gambo e orientamento della testa	4N	Diametro di 4/32 in con la testa rivolta verso l'osservatore (N)
	SE	Lunghezza	6	Lunghezza del chiodo pari a 6/16 in
	SW	Preparazione della sede	DC	Prima lamiera (verso l'osservatore) con foro imbutito (D), seconda lamiera con foro svasato per fresatura (C)
Numero di chiodi		12	Chiodatura composta da 12 chiodi	

Un estratto delle codifiche utilizzate per i vari tipi di fastener, secondo NAS 523, è riportato all'**allegato 3**.

2.8.3 Criteri rapidi per il dimensionamento di una giunzione chiodata

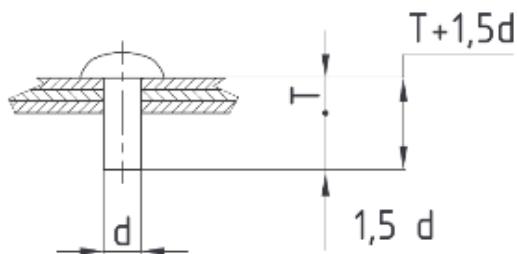
Indicazioni rapide di installazione (senza esecuzione di calcoli strutturali) vengono riportate dalle circolari FAA:

- AC 65-9A: Airframe and Powerplant Mechanics - General Handbook
- AC 65-15A: Airframe and Powerplant Mechanics – Airframe Handbook
- AC 43.13: Acceptable Methods, Techniques, and Practices - Aircraft Inspection and Repair (già recepita come "Circolare 13" dal RAI nel 1972)



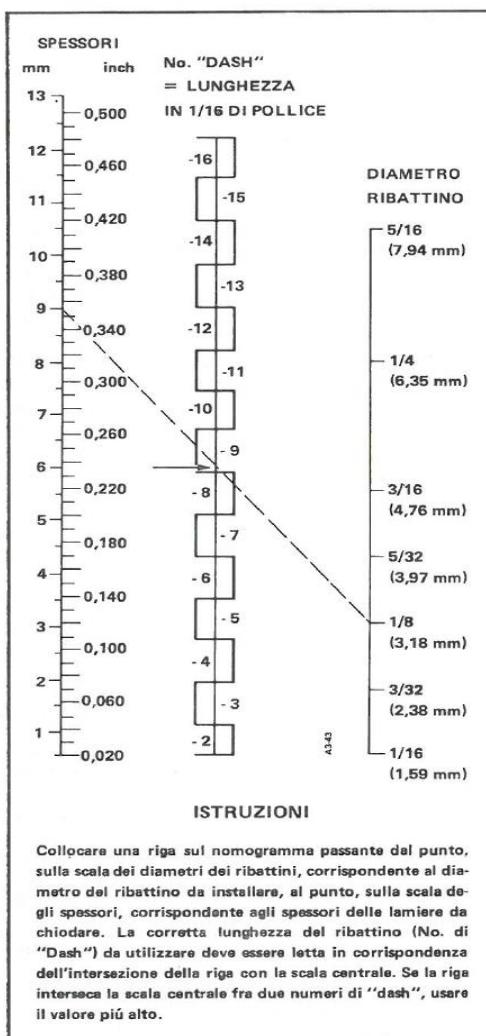
Scelta del diametro

Il diametro è di norma assunto pari a 3 volte lo spessore della lamiera più spessa tra quelle da collegare

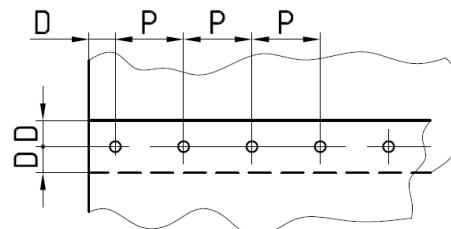


Scelta della lunghezza

La lunghezza deve essere pari alla somma degli spessori da collegare più 1,5 volte il diametro (necessario a formare la controtesta)

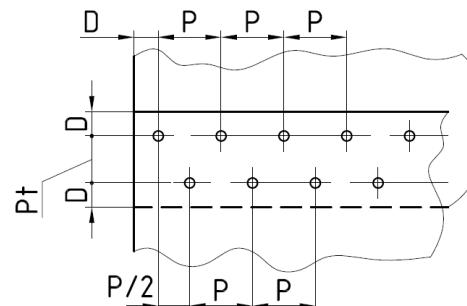


Nomogramma per la scelta della lunghezza dei ribattini (da manuale AA 1 R SM1019-3)



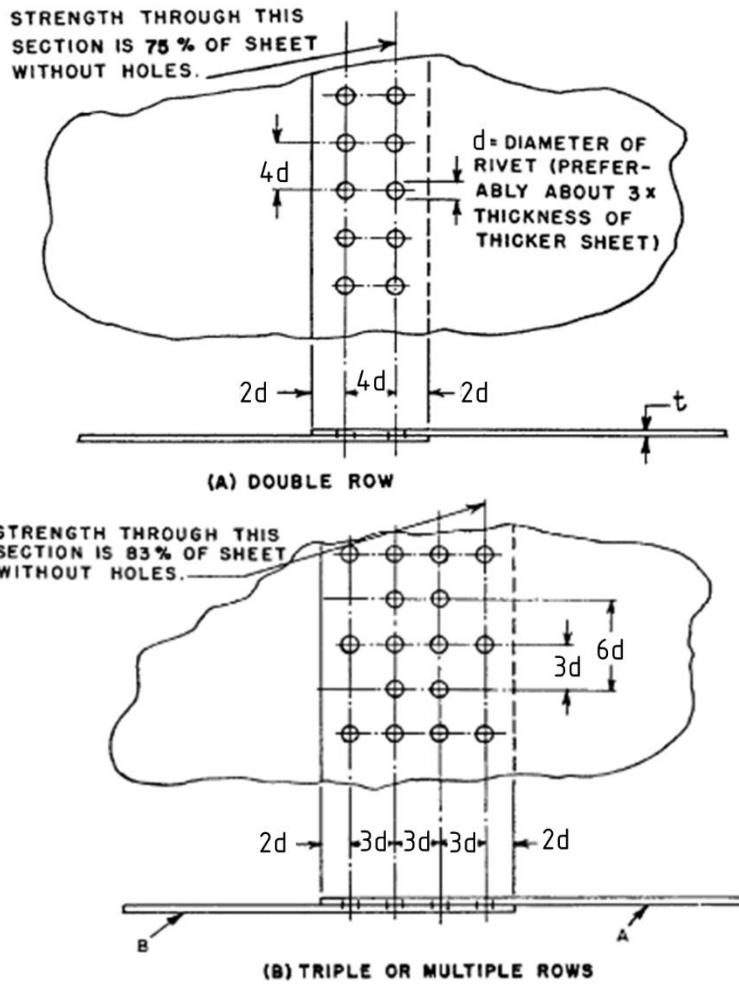
Secondo AC 65-15A

- valido per fila singola e file parallele
- d** Diametro chiodo (ribattino) / rivetto
 - D** Distanza dai bordi $D = (2 \div 2,5) d$
 - P** Passo longitudinale $P = (6 \div 8) d$



Secondo AC 65-15A
 valido per file sfalsate

- d** Diametro chiodo (ribattino) / rivetto
- D** Distanza dai bordi $D = (2 \div 2,5) d$
- P** Passo longitudinale $P = (6 \div 8) d$
- P_t** Passo trasversale $P_t = 0,75 P$



Disposizione chiodi secondo AC 43.13

Su alcuni manuali di manutenzione viene indicato che il passo può arrivare sino a un massimo di 12 volte il diametro del rivetto; le chiodature strutturali tendono ad avere passi più ridotti e numerose file di chiodi. Si noti che le figure provenienti dalla AC 43.13 prendono in esame l'indebolimento della lamiera derivante dall'esecuzione dei fori.

La scelta delle diverse opzioni (file parallele o sfalsate) dovrà essere effettuata in base agli spazi disponibili.

2.8.3.1 Resistenza della chiodatura (secondo AC 65-15A)

Il cap. 5 "Aircraft structural repair" della AC 5-15A riporta due tabelle che permettono di valutare rapidamente la resistenza dei chiodi (al taglio semplice) e la resistenza del foro all'ovalizzazione (per un generico materiale avente una resistenza unitaria ammissibile pari a 75000 psi = 517 N/mm²). Si tratta di dati da utilizzarsi in prima approssimazione, ovvero nella pratica d'officina, e non sono da ritenersi validi in sede di progettazione. Si presti attenzione alle unità di misura.

Resistenza al taglio semplice [lb _f]								
MATERIALE DEL CHIODO	RESISTENZA MECCANICA [psi]	DIAMETRO DEI CHIODI [in]						
		1/16	3/32	1/8	5/32	3/16	1/4	5/16
2117 T	27000	83	186	331	518	745	1325	2071
2017 T	30000	92	206	368	573	828	1472	2300
2024 T	35000	107	241	429	670	966	1718	2684
								3865

Utilizzo della tabella: definire il materiale del chiodo e il diametro dello stesso, all'incrocio si determina la resistenza al taglio singolo del chiodo in esame (espressa in libbre, per ogni chiodo).

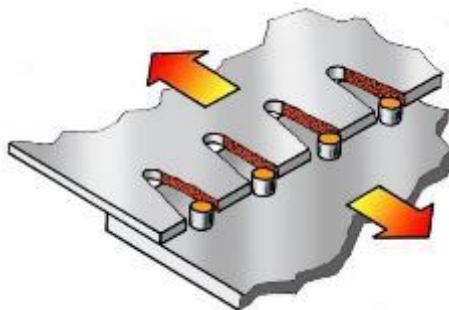
Resistenza all'ovalizzazione dei fori [lb_f]								
SPESSORE LAMIERA [in]	DIAMETRO DEI CHIODI [in]							
	1/16	3/32	1/8	5/32	3/16	1/4	5/16	3/8
0,014	71	107	143	179	215	287	358	430
0,016	82	123	164	204	246	328	410	492
0,018	92	138	184	230	276	369	461	553
0,020	102	153	205	256	307	410	412	615
0,025	128	192	256	320	284	512	640	768
0,032	164	245	328	409	492	656	820	984
0,036	184	276	369	461	553	738	922	1107
0,040	205	307	410	512	615	820	1025	1230
0,045	230	345	461	576	691	922	1153	1383
0,051	261	391	522	653	784	1045	1306	1568
0,064		492	656	820	984	1312	1640	1968
0,072		553	783	922	1107	1476	1845	2214
0,081		622	830	1037	1245	1660	2075	2490
0,091		699	932	1167	1398	1864	2330	2796
0,102		784	1046	1307	1569	2092	2615	3138
0,125		961	1281	1602	1922	2563	2303	3844
0,156		1198	1598	1997	2397	3196	3995	4749
0,188		1445	1927	2409	2891	3854	4818	5781
0,250		1921	2562	3202	3843	5125	6405	6786
0,313		2405	3208	4009	4811	6417	7568	9623
0,375		2882	3843	4803	5765	7688	9068	11529
0,500		3842	5124	6404	7686	10250	12090	15372

Utilizzo della tabella: definire lo spessore della lamiera e il diametro del chiodo, all'incrocio si determina la resistenza all'ovalizzazione della lamiera in esame (espressa in libbre, per ogni foro).

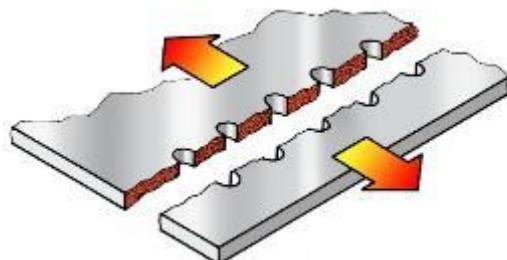
2.8.4 Dimensionamento di una giunzione chiodata

I criteri di dimensionamento e verifica sono di seguito descritti:

- Verifica a tranciamento di un pannello
- Verifica a strappo di un pannello



Tranciamento



Strappo

2.8.4.1 Dimensionamento a tranciamento (tear out) di un pannello rivettato

È necessario imporre che risulti verificata la relazione:

- Per ribattini a testa sporgente (universale: MS20470)

$$\frac{D}{d} \geq 2$$

- Per ribattini a testa piano svasata (MS20426)

$$\frac{D}{d} \geq 2,5$$

Ove D è la distanza tra l'asse foro ed il bordo della lamiera (pannello); il valore indicato è coerente con quello indicato in precedenza.

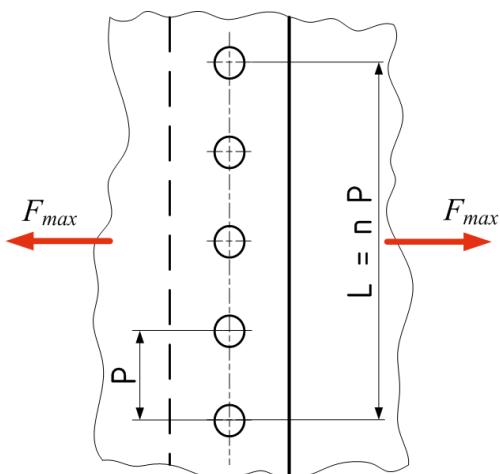
2.8.4.2 Dimensionamento a strappo (tension failure) del pannello rivettato

È necessario che lo sforzo normale agente sulla superficie netta di pannello, in corrispondenza di una sezione A-A passante per i centri dei fori dei rivetti, sia inferiore al limite di rottura, ovvero che risulti:

$$\sigma = \frac{F_{max}}{A_R} \leq \sigma_{amm}$$

Essendo $A_R = L \cdot t - (n \cdot d) \cdot t = n \cdot P \cdot t - n \cdot d \cdot t = n \cdot t \cdot (P - d)$, si ottiene in definitiva:

$$\sigma = \frac{F_{max}}{n \cdot t \cdot (P - d)} \leq \sigma_{amm}$$



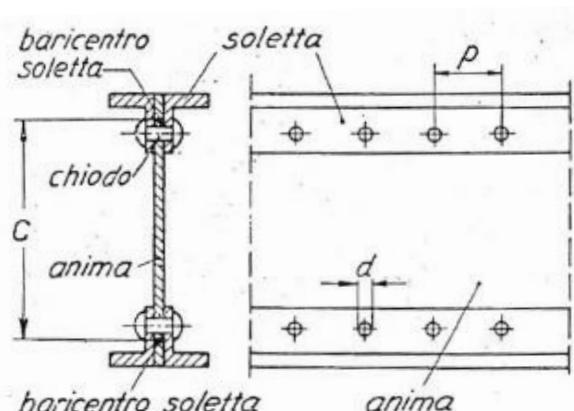
F_{max} è il carico agente, maggiorato degli opportuni coefficienti di sicurezza
 P è il passo della rivettatura (determinato coi criteri visti in precedenza)
 d è il diametro nominale del rivetto / ribattino e del relativo foro (determinato come visto in precedenza)
 t è lo spessore della lamiera
 D è la distanza tra l'asse foro ed il bordo della lamiera

2.8.4.3 Dimensionamento di chiodatura di un longherone

Se si deve dimensionare la chiodatura di collegamento anima-soletta di un longherone e il diametro "d" dei chiodi è assegnato, il passo si determina con la relazione:

$$P = \frac{c \cdot \tau \cdot \pi \cdot d^2}{2 \cdot T}$$

In cui T è il massimo sforzo di taglio nell'ala e "c" è la distanza tra i baricentri delle solette.



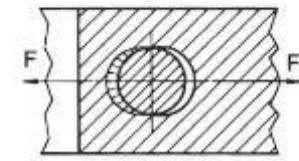
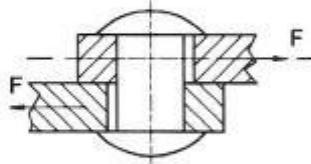
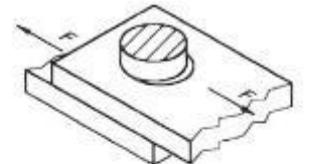
2.8.5 Criteri di verifica di una giunzione rivettata

2.8.5.1 Verifica a rifollamento (ovalizzazione del foro) di una giunzione rivettata

Si deve evitare che la pressione del gambo del chiodo sulla parete del bordo del foro raggiunga i valori limite. La tensione si ottiene dividendo la forza applicata per l'area resistente:

$$\sigma = \frac{F}{A_R} = \frac{F}{d \cdot t}$$

Notare che l'area resistente è il prodotto del diametro del chiodo (corrispondente al diametro nominale del foro) per lo spessore della lamiera.



La verifica a rifollamento è soddisfatta se risulta $\sigma \leq 2 \cdot \sigma_{amm}$

Chiaramente, se i chiodi sono più di uno, si ritiene che lo sforzo si ripartisca uniformemente tra gli n chiodi

$$A_R = n \cdot d \cdot t$$

2.8.5.2 Verifica al taglio di una giunzione rivettata

In riferimento ad un collegamento a semplice sovrapposizione (taglio singolo) si ottiene:

$$\tau_{max} = \frac{4}{3} \cdot \tau_{media} = \frac{4}{3} \cdot \frac{F}{A_R} \leq \tau_{amm}$$

Essendo $A_R = \frac{\pi \cdot d^2}{4}$ si ottiene:

- nel caso di fila singola di chiodi:

$$F_{max} \leq \frac{3}{16} \cdot \pi \cdot d^2 \cdot \tau_{amm}$$

- nel caso di n file di chiodi:

$$F_{max} \leq n \cdot \frac{3}{16} \cdot \pi \cdot d^2 \cdot \tau_{amm}$$

Nel caso di un collegamento a doppio coprigiunto (taglio doppio), essendo $A_R = 2 \cdot A_{chiodo} = \frac{\pi \cdot d^2}{2}$

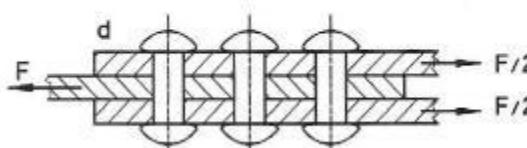
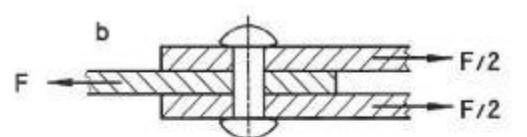
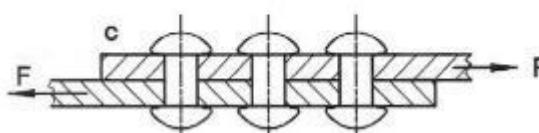
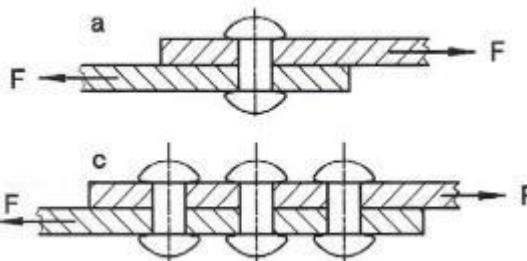
Si otterrà, in maniera analoga:

- nel caso di fila singola di chiodi:

$$F_{max} \leq \frac{3}{8} \cdot \pi \cdot d^2 \cdot \tau_{amm}$$

- nel caso di n file di chiodi:

$$F_{max} \leq n \cdot \frac{3}{8} \cdot \pi \cdot d^2 \cdot \tau_{amm}$$



2.8.6 Verifica di uno stelo filettato

Sono esposte relazioni **semi-empiriche** di verifica delle filettature, utili nel caso in cui vite e madrevite siano di materiali differenti.

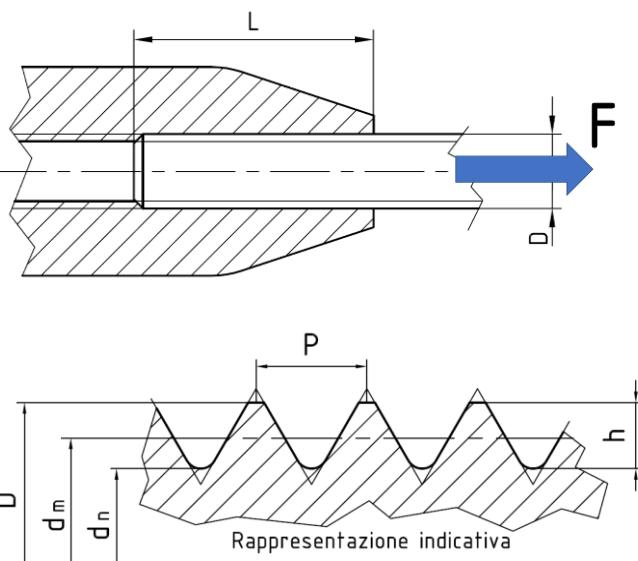
Nel caso in cui vite e madrevite sono costruite con lo stesso materiale la verifica può limitarsi alla resistenza del nocciolo della vite (che cede per primo).

Le dimensioni caratteristiche della filettatura sono rilevabili dalle tabelle con le caratteristiche dimensionali e geometriche delle specifiche filettature. Si presti particolare attenzione alla simbologia utilizzata sulle tabelle che potrebbe non corrispondere a quella utilizzata in questa trattazione.

In questa trattazione si applica la seguente simbologia:

- D Diametro nominale della filettatura (vite)
- P Passo della filettatura
- h Altezza reale del filetto
- d_n Diametro di nocciolo della vite
- d_m Diametro medio della vite
- A_{res} Area resistente della vite
- L Lunghezza della filettatura in presa
- n Numero dei filetti in presa

$$n = \frac{L}{P}$$
- F Forza (assiale) applicata sullo stelo della vite
- P_s Pressione specifica sul fianco dei filetti
- σ_f Sollecitazione unitaria a flessione



Ricordando che il **numero dei filetti in presa** vale:

$$n = \frac{L}{P}$$

1. Verifica a pressione specifica sul fianco dei filetti

$$P_s = \frac{F}{\pi d_m h n} \leq \sigma_a$$

2. Verifica a flessione dei filetti

$$\sigma_f = \frac{F}{0,314 \cdot \pi d_n n P} = \frac{F}{0,314 \cdot \pi d_n L} \leq \sigma_a$$

ove 0,314 rappresenta un fattore di maggiorazione di sicurezza

3. Verifica a scorrimento dei filetti (taglio alla base)

$$\tau_{max} = \frac{3}{2} \cdot \frac{F}{\pi d_n \cdot \frac{7}{8} \cdot n P} = \frac{3}{2} \cdot \frac{F}{\pi d_n \cdot \frac{7}{8} \cdot L} \leq \tau_a$$

4. Calcolo della lunghezza minima di avvitamento

$$L_{min} \geq 0,47 \cdot d_{nom} k$$

Ove k rappresenta il rapporto tra le tensioni di snervamento dei materiali utilizzati: $k = \frac{\sigma_{s \ max}}{\sigma_{s \ min}}$;
se il materiale è lo stesso k vale, ovviamente, 1 e la lunghezza minima di avvitamento è pari a circa $d_{nom}/2$.

5. Verifica a trazione del nocciolo

$$\sigma_{max} = \frac{F}{A_{res}}$$

2.9 BULLONERIA AERONAUTICA

Anche per la bulloneria, nel settore aeronautico, si dà la preferenza a quella specifica di origine statunitense.; a differenza della bulloneria "metrica" utilizzata nelle costruzioni meccaniche in genere, la situazione è estremamente variegata e complessa e si può pensare di fornire solo qualche cenno senza aver la pretesa di raggiungere un inquadramento dettagliato poiché in molti casi è necessario avere a disposizione le tabelle di unificazione americane perché la sigla non è decifrabile.

2.9.1 Denominazione

La denominazione delle parti è in alcuni dettagli diversa da quella italiana (UNI):

DENOMINAZIONE	TRADUZIONE/SPIEGAZIONE
Bolt	Bullone (vite + dado)
Bolt	Vite; in genere si accoppia con un dado e il serraggio è eseguito sul dado. In genere a stelo parzialmente filettato con predisposizione per sistemi antisvitamento
Clevis bolt	Vite sollecitata prevalentemente a taglio, con testa sporgente a calotta e intaglio per il cacciavite
Screw	Vite, il serraggio è eseguito sulla vite stessa, tramite chiave o cacciavite Lo stelo può essere di forma non cilindrica.
Self-tapping screw	Vite autofilettante
Machine screw	Vite con stelo completamente filettato con filettatura "meccanica" (UNF, UNC, ecc.)
Nut	Dado
Castellated nut	Dado "a castello" per copiglia
Self-locking nut	Dado autofrenante

2.9.2 Tipi di filettatura

Come ci si può aspettare le filettature sono con dimensioni imperiali e quindi non intercambiabili con quelle metriche ISO. Le filettature impiegate sono diverse:

- NC American National Coarse (serie passo grosso)
- NF American National Fine (serie passo fine)
- UNC American Standard Unified Coarse (serie passo grosso)
- UNF American Standard Unified Fine (serie passo fine)

e rientrano nell'unificazione Unified Thread Standard (UTS) che prevede filettature con profilo triangolare, con angolo caratteristico di 60° (come la filettatura metrica ISO) ma con dimensioni in pollici. Tipicamente il passo è indicato in "filetti per pollice" (Thread Per Inch) e possono comunque essere ad elica destra o sinistra.

Le filettature non sono tra di loro sostituibili a parità di serie: ad esempio la filettatura NF con diametro 1 in ha 14 TPI (denominazione 1-14 NF) mentre la filettatura UNF di pari diametro ha 12 TPI (1-12 UNF).

Le filettature vengono classificate anche per classe di accoppiamento:

- Classe 1 accoppiamento grossolano
- Classe 2 accoppiamento con gioco (screw)
- Classe 3 accoppiamento medio (bolt e nut), per sollecitazioni di trazione o taglio (con piccolissimo gioco sul foro)

- Classe 4 accoppiamento preciso

2.9.3 Viti (bolt)

Sono tipicamente costruite in acciaio cadmiato legato al nickel (SAE 2330) o in lega di alluminio 2024T4. Le viti di impiego più comune sono quelle definite “general purpose” a specifica AN o quelli a esagono incassato a specifica NAS.

2.9.3.1 Bolts

Il prospetto seguente riporta le tipologie di “bolt” più comuni

SPEC.	TIPO DI TESTA	
AN	Testa esagonale	Hex-head
	A bottone	Clevis
	A occhio	Eyebolt
NAS	Testa esagonale	Hex-head
	A cava esagonale	Internal wrenching (socket)
	Piano svasata	Countersunk
MS	Testa esagonale	Hex-head
	A cava esagonale	Internal wrenching (socket)
	A doppio esagono	



Standard head bolt



Drilled hex head bolt



Countersunk head bolt



Internal hex head bolt



Eyebolt



Clevis bolt

2.9.3.2 AN bolts

Sono quelli più comuni, hanno testa esagonale e stelo parzialmente filettato (filettatura UNF), per impiego strutturale, possono essere sollecitati a trazione o taglio (gioco sul foro di 0,006 in su diametro nominale di 5/8 in) e sono dotati di foro terminale per copiglia.

Vengono identificati con un codice alfanumerico e il loro diametro varia da 3/16 in a 2 in con incrementi di 1/16 in. Il metodo di identificazione è abbastanza complesso.

Alla sigla AN segue l'indicazione del diametro espresso in sedicesimi di pollice ed è compresa tra AN3 e AN20:

- AN3 vite a testa esagonale, stelo parzialmente filettato, diametro 3/16 in
- AN9 vite a testa esagonale, stelo parzialmente filettato, diametro 9/16 in
- AN 20 vite a testa esagonale, stelo parzialmente filettato, diametro 20/16

Per la lunghezza si ha un sistema più complesso: la lunghezza è espressa in ottavi di pollice, ma il pollice intero viene indicato col numero 10; oltre il pollice di lunghezza si somma il numero di ottavi di pollice al 10; ne consegue che i numeri 8 e 9 (per indicare la lunghezza) non esistono.

L'indicazione della lunghezza è posta dopo un trattino separatore (dash).

- AN6-7: vite a testa esagonale, stelo parzialmente filettato, diametro 6/16 in, lunghezza 7/8 in

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

- AN5-10 vite a testa esagonale, stelo parzialmente filettato, diametro **5/16** in, lunghezza **1 in + 0/8** in
- AN20-25 vite a testa esagonale, stelo parzialmente filettato, diametro **20/16** in, lunghezza **2 in + 5/8** in
- AN5H-6A vite a testa esagonale, stelo parzialmente filettato, diametro **5/16** in, con UN foro per frenatura sulla testa (**H**), stelo lungo **6/8** in, senza foro per copiglia (**A**).

In quest'ultimo caso l'indicazione contiene anche altre informazioni accessorie relative alla testa e allo stelo.

NON sono previsti diametri superiori a 20 (quindi 2 in); se il numero che segue la sigla AN è superiore a 20, significa che si tratta di una vite Clevis.

	FILETTATURA	DIAMETRO		PASSO	
		[in]	[mm]	[in]	[mm]
AN 3	# 10 – 32 UNF	0,1900	4,8260	0,031250	0,7938
AN4	4/16 in = 1/4 in – 28 UNF	0,2500	6,3500	0,035714	0,9071
AN5	5/16 in – 24 UNF	0,3125	7,9375	0,041667	1,0583
AN6	6/16 in = 3/8 in – 24 UNF	0,3750	9,5250	0,041667	1,0583
AN7	7/16 in – 20 UNF	0,4375	11,1125	0,050000	1,2700
AN8	8/16 in = 1/2 in – 20 UNF	0,5000	12,7000	0,050000	1,2700
AN9	9/16 in – 18 UNF	0,5625	14,2875	0,055556	1,4111
AN10	10/16 in = 5/8 in – 18 UNF	0,6250	15,8750	0,055556	1,4111
AN12	12/16 in = 3/4 in – 16 UNF	0,7500	19,0500	0,062500	1,5875
AN14	14/16 in = 7/8 in – 14 UNF	0,8750	22,2250	0,071428	1,8143
AN16	16/16 in = 1 in – 14 UNF*	1,0000	25,4000	0,071428	1,8143
AN17	16/16 in = 1 in – 12 UNF	1,0000	25,4000	0,083333	2,1167
AN18	18/16 IN = 1 in-1/8 in – 12 UNF	1,1250	28,575	2,1167	0,08333
AN20	20/16 in = 1-1/4 in – 12 UNF	1,250	31,750	2,1167	0,08333

* non standard, non più in uso

2.9.3.3 Clevis bolt

Per le **viti Clevis** il numero AN è superiore a 20 (il numero che segue il 2 identifica il diametro in sedicesimi di pollice (filettatura UNF) e la lunghezza dello stelo è espressa in sedicesimi di pollice e non utilizza la convenzione sopra citata; le viti Clevis vanno da AN 24 a AN 37:

- AN24-5 vite Clevis, diametro **4/16** in, lunghezza **5/16** in
- AN25-25 vite Clevis, diametro **5/16** in, lunghezza **25/16** in (**1 in + 9/16** in)

	FILETTATURA	DIAMETRO		PASSO	
		[in]	[mm]	[in]	[mm]
AN21	# 6 – 40 UNF	0,1380	3,5052	0,025000	0,6350
AN22	# 8 – 36 UNF	0,1640	4,1656	0,027778	0,7056
AN23	# 10 – 32 UNF	0,1900	4,8260	0,031250	0,7938
AN24	4/16 in = 1/4 in – 28 UNF	0,2500	6,3500	0,035714	0,9071
AN25	5/16 in – 24 UNF	0,3125	7,9375	0,041667	1,0583
AN26	6/16 in = 3/8 in – 24 UNF	0,3750	9,5250	0,041667	1,0583

FILETTATURA	DIAMETRO		PASSO	
	[in]	[mm]	[in]	[mm]
AN27	7/16 in – 20 UNF	0,4375	11,1125	0,050000
AN28	8/16 in = 1/2 in – 20 UNF	0,5000	12,7000	0,050000
AN29	9/16 in – 18 UNF	0,5625	14,2875	0,055556
AN30	10/16 in = 5/8 in – 18 UNF	0,6250	15,8750	0,055556
AN32	12/16 in = 3/4 in – 16 UNF	0,7500	19,0500	0,062500
AN34	14/16 in = 7/8 in – 14 UNF	0,8750	22,2250	0,071428
AN37	16/16 in = 1 in – 12 UNF	1,0000	25,4000	0,083333
				2,1167

2.9.3.4 Viti a testa forata

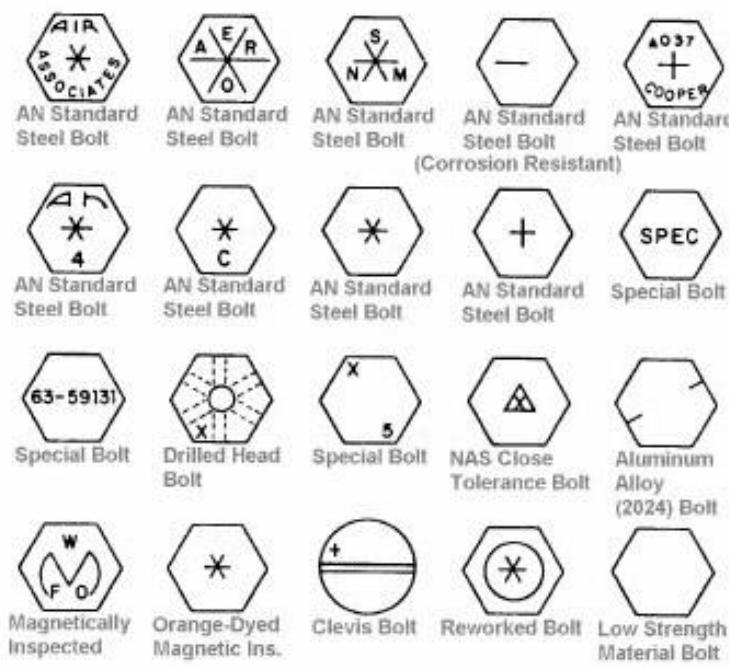
Per l'installazione in fori ciechi con frenatura della testa si utilizzano viti della serie AN73-AN81. La testa è sempre esagonale, di maggiore altezza e con un foro per frenatura su ogni faccia dell'esagono. Disponibili a passo fine o a passo grosso (identificato dalla lettera A al posto del "dash"). La lunghezza segue le regole delle viti AN3-AN20.

- AN74A20 vite a testa esagonale alta, stelo parzialmente filettato, diametro 7/16 in, con fori per frenatura sulla testa, passo grosso (A) e lunghezza 2 in
- AN73-6 vite a testa esagonale alta, stelo parzialmente filettato, diametro 3/16 in, con fori per frenatura sulla testa, passo fine e lunghezza 6/16 in.

2.9.4 Materiali

Tipicamente realizzate in acciaio cadmiato (con resistenza meccanica pari a 125 ksi = 862 N/mm²), l'indicazione del materiale è riportata sulla testa della vite. Il prospetto che segue riporta alcuni esempi; attenzione a non confondere queste indicazioni con quelle SAE o ASTM utilizzate nella meccanica generale. Si noti, in modo particolare:

- L'indicazione dell'acciaio resistente alla corrosione (CRES Steel, un trattino)
- L'indicazione della vite NAS a tolleranza ristretta (un triangolo con una X all'interno)
- L'indicazione della vite in lega leggera (due tratti a metà di due lati contrapposti).



2.9.5 Coppie di serraggio

Il prospetto seguente fornisce indicazioni **di massima** sulle coppie di serraggio da utilizzare.

COPPIA DI SERRAGGIO NORMALE						COPPIA DI SERRAGGIO MASSIMA				
Vite	Diam.	Filett.	Per viti sollecitate a trazione (dadi AN310, MS20365, MS21042, MS 21045)		Per viti sollecitate a taglio (AN320, MS 20364)		Per viti sollecitate a trazione (dadi AN310, MS20365, MS21042, MS 21045)		Per viti sollecitate a taglio (AN320, MS 20364)	
			N·m	Ibf·in	N·m	Ibf·in	N·m	Ibf·in	N·m	Ibf·in
AN3	# 10	32 UNF	2,3-2,8	20-25	1,4-1,7	12-15	4,5	40	2,8	25
AN4	4/16	28 UNF	5,7-7,9	50-70	3,4-4,5	30-40	11,3	100	6,8	60
AN5	5/16	24 UNF	11,3-15,8	100-140	6,8-9,6	60-85	25,4	225	15,8	140
AN6	6/16	24 UNF	18,1-21,5	160-190	10,7-12,5	95-110	44	390	27	240
AN7	7/16	20 UNF	45,2-56,5	400-500	30,5-34	270-300	95	840	56,5	500
AN8	8/16	20 UNF	54,2-78	480-690	32,8-46,3	290-410	124,3	1100	74,5	660
AN9	9/16	18 UNF	90,4-113	800-1000	54,2-67,8	480-600	180,8	1600	108,5	960
AN10	10/16	18 UNF	124,3-147	1100-1300	80-101,7	690-900	271,2	2400	158	1400
AN12	12/16	16 UNF	260-282,5	2300-2500	169,5-195,5	1500-1730	565	5000	339	3000

Di seguito sono rappresentati, in via indicativa, i dadi richiamati nel prospetto precedente.



2.10 PIEGATURA DELLE LAMIERE

2.10.1 Calcolo dello sviluppo in piano

Le lavorazioni di piegatura sono lavorazioni per deformazione plastica nelle quali il materiale viene deformato permanentemente (quindi si supera il carico di snervamento del materiale)

Per eseguire una piegatura corretta dovranno essere considerati essenzialmente due fattori:

1. materiale in lavorazione (composizione e stato di trattamento)
2. spessore della lamiera in lavorazione.

Le fibre esterne del materiale sono soggette a trazione mentre le fibre interne sono soggette a compressione. Tra le due situazioni estreme è presente una fibra in cui la sollecitazione normale è nulla; tale fibra viene denominata **asse neutro** e il calcolo del materiale necessario sarà svolto solamente in riferimento alla fibra non sollecitata. È altresì evidente che il concetto di asse neutro trova applicazione solo nelle parti piegate (o soggette a flessione), perdendo completamente significato nei tratti rettilinei. Per le lamiere in lega d'alluminio l'asse neutro è posizionato al 45,5% dello spessore della lamiera verso la parte interna della piegatura per spessori sino a 3 mm circa; in realtà, visti gli spessori in uso è comunque corretto posizionarlo a metà spessore

Si noti, comunque, che la posizione dell'asse neutro è in relazione allo spessore del materiale (soprattutto se notevole) ed al tipo del materiale. Per le lamiere d'acciaio si può, con sufficiente precisione, posizionare l'asse neutro, in primissima approssimazione, ad 1/3 dello spessore (sempre verso l'interno della piegatura). Si tenga ben presente che, se il pezzo presenta delle controcurve, l'asse neutro si sposta sempre verso la curva interna.

Su taluni testi, il rapporto tra la distanza a cui si posiziona l'asse neutro e lo spessore totale della lamiera viene denominato "fattore K".

La trattazione che segue è tratta dalla pubblicazione FAA AC65-15A. Prima di passare allo sviluppo dei calcoli è necessario definire alcuni parametri; verranno indicati con:

R raggio di piegatura, intendendo con tale termine il raggio del mandrino (o becco della piegatrice) sul quale viene "avvolta" la faccia interna della lamiera nel corso della piegatura; è pertanto il raggio interno della piegatura. Il valore di "R" può essere espresso in millimetri, pollici o percentuale dello spessore della lamiera.

T spessore della lamiera; può essere espresso in millimetri, frazioni di pollice o millesimi di pollice.

R_{an} raggio corrispondente all'asse neutro: $R_{an} = R + 0,5T$

R_{min} raggio minimo di piegatura, definito da apposite tabelle, per la parte in lavorazione (spessore e tipo di materiale). È un valore minimo che NON DEVE essere superato, pena rottura delle fibre più esterne per eccessiva trazione, quindi la perdita delle sue caratteristiche di resistenza con evidenti preclusioni all'utilizzo. Inoltre raggi eccessivamente piccoli sono inviti a cedimenti per fatica.

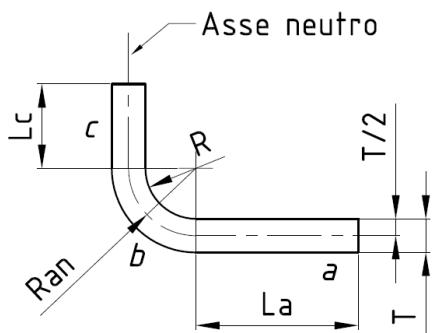
α angolo di piegatura. Per la misurazione di tale angolo deve essere sempre tenuto presente l'effettivo processo di piegatura: è pertanto l'angolo "esterno".

S "sfalsamento" (setback) inteso come distanza tra il vertice dell'angolo di piegatura e la fine del tratto curvo; $S = k \cdot (R + T)$ ove il coefficiente $k = \operatorname{tg} \frac{\alpha}{2}$ e, pertanto, per angoli di 90°, $k = 1$. Il valore dello sfalsamento è uguale su entrambi i bracci della stessa piegatura ed essendo una pura funzione matematica è indipendente dal sistema di misura in uso.

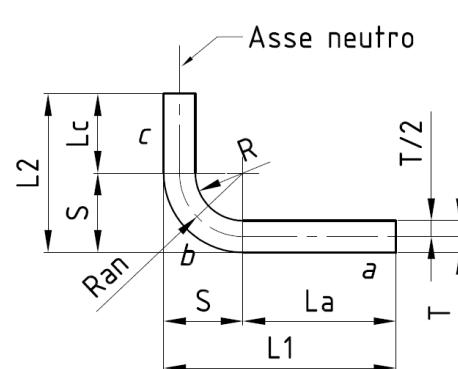
Si consideri il particolare rappresentato alla pagina seguente (figura a sinistra) per il quale si debba calcolare lo sviluppo in piano.

Il procedimento prevede i seguenti passi:

1. Si definisce l'angolo di piegatura, in questo caso $\alpha = 90^\circ$;
2. Si divide il particolare in tratti rettilinei e tratti curvi: a e c rettilinei, b curvilineo;
3. Si definisce il valore del raggio dell'asse neutro $R_{an} = R + \frac{T}{2}$
4. Si calcola la lunghezza dell'arco di circonferenza di raggio R_{an} e di apertura α : $L_b = 2\pi R_{an} \cdot \frac{\alpha}{360^\circ}$
5. Si definisce la lunghezza dello sviluppo in piano sommando i valori di L_a , L_b e L_c .

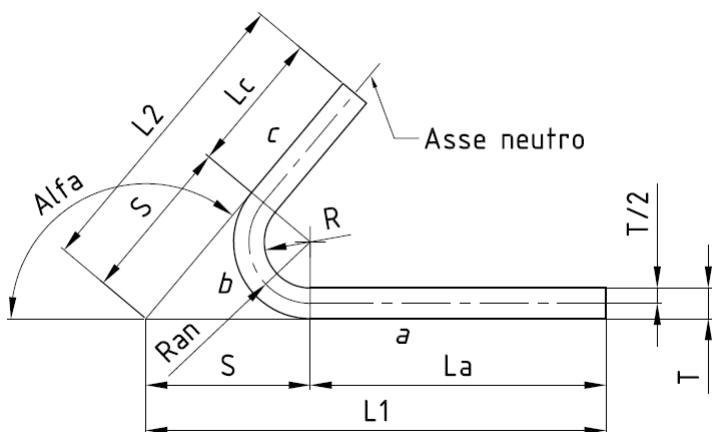


Rappresentazione semplificata



Rappresentazione pratica

Nel caso pratico le quote saranno indicate come nella figura sopra (a destra) e pertanto si dovrà scorporare dalle dimensioni complessive il valore dello sfalsamento S ; ottenute le dimensioni dei tratti rettilinei il calcolo segue la procedura descritta in precedenza.



$$R_{an} = R + \frac{T}{2}$$

$$S = \tan \frac{\alpha}{2} \cdot (R + T)$$

$$L_a = L_1 - S$$

$$L_b = 2\pi R_{an} \cdot \frac{\alpha}{360^\circ}$$

$$L_c = L_2 - S$$

Caso pratico per angolo di piegatura diverso da 90°
 (per semplicità di rappresentazione l'angolo è indicato con "Alfa" per esteso)

Nel caso in cui l'angolo di piegatura sia diverso da 90° si presenta la situazione più generica illustrata in figura; anche in questo caso si procede a calcolare lo sfalsamento per poi definire le lunghezze dei tratti rettilinei e, dopo aver calcolato la lunghezza dei tratti curvi, procedere al calcolo della lunghezza complessiva sommando le diverse lunghezze.

Nel caso di un particolare costituito da più parti piegate è necessario procedere per gradi (come sopra delineato) separando i tratti curvi da quelli rettilinei, calcolando la lunghezza delle singole parti e poi sommando i risultati ottenuti. Si presti attenzione alla corretta individuazione dell'angolo di piegatura (alfa).

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Il calcolo dello sviluppo in piano può essere eseguito con i diversi software di disegno tridimensionale, a patto di impostare correttamente i parametri di lavoro (materiale, spessore, fattore K).

2.10.1.1 Raggio minimo di piegatura

Per ogni materiale (inteso non solo come lega ma anche come trattamento) e per ogni spessore viene definito un valore del raggio minimo (R_{min}) di piegatura. A parità di spessore, all'aumentare della durezza (e quindi della resistenza meccanica) del materiale aumenta il valore del raggio minimo e il valore del raggio minimo aumenta anche all'aumentare dello spessore mantenendo uguale il materiale in lavorazione.

Le tabelle che seguono indicano alcuni raggi minimi di piegatura per le leghe di alluminio di impiego più frequente.

Nel dubbio si preferiscano sempre i raggi di piegatura con valori maggiori.

Raggi minimi di piegatura raccomandati per leghe di alluminio
 (in frazioni di pollice)

MATERIALE	SPESSORE [in]							
	0.020	0.025	0.032	0.040	0.050	0.063	0.071	0.080
2024 - O	1/32	1/16	1/16	1/16	1/16	3/32	1/8	1/8
2024 - T4	1/16	1/16	3/32	3/32	1/8	5/32	7/32	1/4
5052 - O	1/32	1/32	1/16	1/16	1/16	1/16	1/8	1/8
5052 - H34	1/32	1/16	1/16	1/16	3/32	3/32	1/8	1/8
6061 - O	1/32	1/32	1/32	1/16	1/16	1/16	3/32	3/32
6061 - T4	1/32	1/32	1/32	1/16	1/16	3/32	5/32	5/32
6061 - T6	1/16	1/16	1/16	3/32	3/32	1/8	3/16	3/16
7075 - O	1/16	1/16	1/16	1/16	3/32	3/32	5/32	3/16
7075 - W	3/32	1/32	1/8	5/32	3/16	1/4	9/32	5/16
7075 - T6	1/8	1/8	1/8	3/16	1/4	5/16	3/8	7/16

Raggi minimi di piegatura raccomandati per leghe di alluminio
 (in funzione dello spessore della lamiera)

MATERIALE	SPESSORE "T" [in]					
	0.016	0.032	0.064	0.128	0.182	0.258
6061 - T6	0	0 ÷ 1 T	0 ÷ 1 T	0 ÷ 1 T	01 T	0 ÷ 1 T
2024 - T3	1,5 T ÷ 3 T	2 T ÷ 4 T	3 T ÷ 5 T	4 T ÷ 6 T	4 T ÷ 6 T	5 T ÷ 7 T
2024 - T6	2 T ÷ 4 T	3 T ÷ 3 T	3 T ÷ 5 T	4 T ÷ 6 T	5 T ÷ 7 T	6 T ÷ 10 T
5052 - O	0	0	0 ÷ 1 T	0 ÷ 1 T	0 ÷ 1 T	0 ÷ 1 T
5052 - H32	0	0	0,5 T ÷ 1 T	0,5 T ÷ 1,5 T	0,5 T ÷ 1,5 T	0,5 T ÷ 1,5 T
5052 - H34	0	0	0,5 T ÷ 1,5 T	1,5 T ÷ 2,5 T	1,5 T ÷ 2,5 T	2 T ÷ 3 T
5052 - H36	0 ÷ 1 T	0,5 T ÷ 1,5 T	1 T ÷ 2 T	1,5 T ÷ 3 T	2 T ÷ 4 T	2 T ÷ 4 T
5052 - H38	0,5 T ÷ 1,5 T	1 T ÷ 2 T	1,5 T ÷ 3 T	2 T ÷ 4 T	3 T ÷ 5 T	6 T ÷ 6 T
6061 - O	0	0 ÷ 1 T	0 ÷ 1 T	0 ÷ 1 T	0 ÷ 1 T	0 ÷ 1 T
6061 - T4	0 ÷ 1 T	0 ÷ 1 T	0,5 T ÷ 1,5 T	1 T ÷ 2 T	1,5 T ÷ 3 T	2,5 T ÷ 4 T
6061 - T6	0 ÷ 1 T	0,5 T ÷ 1,5 T	1 T ÷ 2 T	1,5 T ÷ 3 T	2 T ÷ 4 T	3 T ÷ 4 T
7075 - O	0	0 ÷ 1 T	0 ÷ 1 T	0,5 T ÷ 1,5 T	1 T ÷ 2 T	1,5 T ÷ 3 T
7075 - T6	2 T ÷ 4 T	3 T ÷ 5 T	4 T ÷ 6 T	5 T ÷ 7 T	5 T ÷ 7 T	6 T ÷ 10 T

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Raggi minimi di piegatura per lamiere in lega di alluminio
 (in millimetri)

Spessori [mm]	0,41	0,51	0,63	0,81	0,91	1,02	1,14	1,27	1,42	1,6
Spessori [thou]	16	20	25	32	36	40	45	50	56	63
P-AlMg2,5-R	0,8	0,8	0,8	0,8	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5
P-AlCu4,5MgMn-R	0,8	0,8	1,5	1,5	1,5	1,5	2,3	2,3	3,0	3,0
P-AlCu4,5MgMn-TN	1,5	1,5	2,3	3,0	4,1	4,1	4,8	4,8	5,6	5,6
<hr/>										
Spessori [mm]	1,8	2,03	2,29	2,54	2,84	3,17	3,57	4,06	4,57	4,83
Spessori [thou]	71	80	90	100	112	125	140	160	180	190
P-AlMg2,5-R	2,3	2,3	2,3	3,0	3,0	3,0	3,0	4,1	4,8	4,8
P-AlCu4,5MgMn-R	3,0	4,1	4,8	5,6	6,3	6,3	8,6	9,6	11,2	12,7
P-AlCu4,5MgMn-TN	7,1	8,6	9,6	11,2	12,7	14,2	15,7	19,0	22,3	22,3

Le lamiere utilizzate nel settore aeronautico sono fabbricate secondo gli standard AMS (Aerospace Material Specification) e riportano, sul verso, una stampigliatura, orientata lungo la direzione di laminazione (e quindi lungo la direzione delle fibre), che riporta il tipo di lega, il trattamento (termico o di incrudimento al quale il materiale è stato sottoposto e l'indicazione del fabbricante. Tale indicazione è indispensabile per orientare correttamente il materiale nel corso delle deformazioni plastiche a cui verrà sottoposto.

2.11 FENOMENI DI CORROSIONE

La corrosione del metallo è il deterioramento del metallo a causa di un attacco chimico o elettrochimico. Questo tipo di danno può avvenire sia internamente (nel volume della parte) sia in superficie.

L'acqua o il vapore acqueo contenente sali si combinano con l'ossigeno nell'atmosfera per produrre la principale fonte di corrosione negli aerei. Gli aeromobili che operano in un ambiente marino o in aree in cui l'atmosfera contiene fumi industriali corrosivi, sono particolarmente sensibili agli attacchi corrosivi. Alte temperature ambientali accelerano i fenomeni corrosivi.

Se non attentamente tenuta sotto controllo, la corrosione può portare a importanti danneggiamenti alla struttura. L'aspetto della corrosione varia a seconda del metallo interessato al fenomeno: sulla superficie di leghe di alluminio e magnesio, appare come vaiolatura (pitting) e incisione ed è spesso combinata con un deposito polveroso grigio o bianco.

Su rame e leghe di rame, la corrosione forma un film verdastro; sull'acciaio, un sottoprodotto di corrosione rossastra comunemente indicato come ruggine. Quando vengono rimossi i depositi di corrosione le superfici possono apparire compromesse più o meno seriamente (sino a danni passanti attraverso lo spessore della parte) a seconda della durata dell'esposizione e della gravità dell'attacco.

Se queste irregolarità superficiali non sono troppo profonde, potrebbero non alterare significativamente la resistenza del metallo; tuttavia, tali irregolarità possono diventare inneschi per lo sviluppo di crinature (cricche), in particolare se la parte è fortemente sollecitata.

Alcuni tipi di corrosione si annidano tra il rivestimento superficiale e la superficie metallica e possono diffondersi fino a quando la parte non cede.

2.11.1 Cause di corrosione

La maggior parte delle forme di corrosione possono essere ricondotte a due cause principali:

- attacco chimico diretto
- attacco elettrochimico (galvanica).

In entrambi i tipi di corrosione, il metallo viene convertito in un composto metallico come ossido, idrossido o solfato. Il processo di corrosione comporta sempre due cambiamenti simultanei: il metallo che viene attaccato o ossidato subisce quello che può essere chiamato cambiamento anodico e l'agente corrosivo viene ridotto e può essere considerato soggetto a cambiamento catodico.

2.11.1.1 Attacco chimico diretto

L'attacco chimico diretto, o pura corrosione chimica, è un attacco derivante da un'esposizione diretta di una superficie nuda a liquidi caustici o agenti gassosi. A differenza dell'attacco elettrochimico in cui i cambiamenti anodici e catodici possono aver luogo a distanza, i cambiamenti nell'attacco chimico diretto si verificano simultaneamente nello stesso punto.

Gli agenti più comuni che causano attacchi chimici diretti agli aeromobili sono:

- 1) sversamenti di acido della batteria o fumi dalle batterie;
- 2) depositi di residui di flusso risultanti da giunti brasati o saldati inadeguatamente puliti;
- 3) gas di scarico
- 4) soluzioni di pulizia caustiche (basiche) intrappolate.

Con l'introduzione di batterie al piombo-acido sigillate e l'uso di batterie al nichel-cadmio, lo sversamento di acido delle batterie sta diventando meno problematico. L'uso di queste unità sigillate riduce i rischi di fuoriuscita di acido e fumi della batteria.

Molti tipi di flussi utilizzati nella brasatura e nella saldatura sono corrosivi e attaccano chimicamente i metalli o le leghe con cui vengono utilizzati. Pertanto, è importante rimuovere il flusso residuo dalla superficie del metallo immediatamente dopo l'operazione di giunzione. I residui di flusso sono di natura igroscopica, cioè assorbono l'umidità e, se non accuratamente rimossi, tendono a causare gravi vaiolature (pitting).

Le zone esposte ai gas di scarico dei motori, a causa della presenza di ossidi e di alte temperature si prestano ad essere particolarmente soggette a corrosione e devono (dovrebbero) essere pulite regolarmente.

Alcune soluzioni detergenti utilizzate nella rimozione della corrosione sono, di per sé, agenti potenzialmente corrosivi; pertanto, è necessario prestare particolare attenzione alla loro completa rimozione dopo l'uso sugli aeromobili.

I prodotti detergenti per le superfici esterne dell'aeromobile sono tipicamente basici e laddove sia probabile che si verifichi un intrappolamento della soluzione detergente (impossibilità di adeguato risciacquo e drenaggio efficace), è opportuno utilizzare un detergente neutro, anche se meno efficiente.

Le atmosfere saline, industriali, inquinate e calde hanno un'azione accelerante sui fenomeni corrosivi.

2.11.1.2 Attacco elettrochimico (effetto galvanico)

Un attacco elettrochimico può essere paragonato chimicamente alla reazione elettrolitica che si verifica in una cella galvanica, nell'anodizzazione elettrochimica o in una batteria a secco. La reazione in questo attacco corrosivo richiede un mezzo, generalmente acqua, che sia in grado di condurre una piccola corrente elettrica. Quando un metallo entra in contatto con un agente corrosivo ed è "collegato" da un percorso liquido o gassoso attraverso il quale gli elettroni possono fluire, la corrosione inizia con il decadimento del metallo con l'ossidazione. Durante l'attacco, la quantità di agente corrosivo viene ridotta e, se non rinnovata o rimossa, può reagire completamente con il metallo, fino a neutralizzarsi.

Si tenga presente che anche i materiali compositi conducono corrente e pertanto possono agire da "ponte" elettrico, esattamente come l'umidità.

Differenti aree/volumi della stessa superficie metallica hanno livelli variabili di potenziale elettrico e, se collegati da un conduttore, come l'acqua salata o i materiali compositi, formeranno una serie di celle di corrosione e inizierà un processo più esteso di corrosione.

Tutti i metalli e le leghe sono elettricamente attivi e hanno un potenziale elettrico specifico in un determinato ambiente chimico. Questo potenziale è comunemente definito la "nobiltà" del metallo: meno un metallo è nobile, più facilmente può essere corroso. I metalli scelti per l'uso nelle strutture degli aeromobili sono un compromesso studiato con caratteristiche meccaniche, peso, resistenza alla corrosione, lavorabilità e costi bilanciati rispetto alle esigenze della struttura.

I componenti di una lega hanno potenziali elettrici specifici che sono generalmente diversi l'uno dall'altro. L'esposizione della superficie della lega a un mezzo conduttivo e corrosivo fa sì che il metallo più attivo diventi anodico e il metallo meno attivo diventi catodico, stabilendo in tal modo le condizioni di corrosione; queste sono chiamate cellule locali. Maggiore è la differenza di potenziale elettrico tra i due metalli, maggiore sarà la gravità di un attacco corrosivo, se si

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

consentirà lo sviluppo delle condizioni adeguate. L'attacco elettrochimico è responsabile della maggior parte delle forme di corrosione sulla struttura dell'aeromobile e sui suoi componenti.

Le condizioni per queste reazioni di corrosione sono la presenza di un agente conduttore e metalli con una differenza di potenziale. Se, mediante la pulizia regolare e la rifinitura superficiale, il supporto viene rimosso e il micro-circuito elettrico eliminato, non può verificarsi corrosione. Questa è il concetto base per un efficace controllo della corrosione.

2.11.2 Potenziali elettrochimici dei materiali

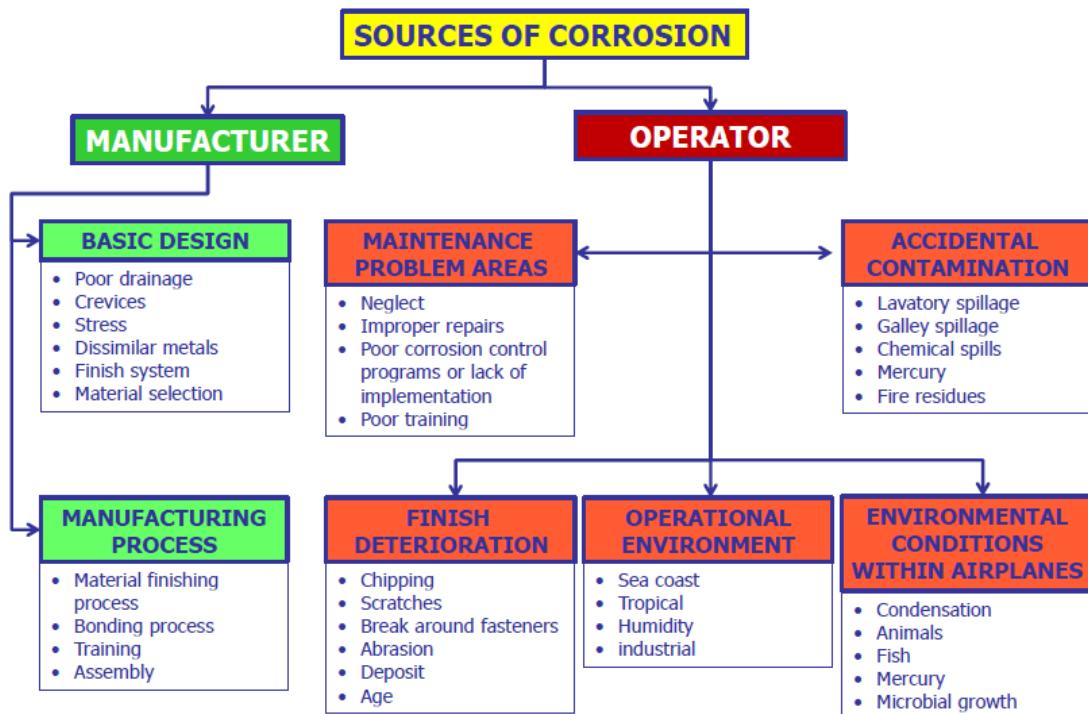
ESTREMITÀ ANODICA (materiale MENO nobile, si corrode)	
+ Corroded End (anodic, or least noble) <ul style="list-style-type: none"> Magnesium Magnesium alloy Zinc <ul style="list-style-type: none"> Aluminum (1100) Cadmium Aluminum 2024-T4 Steel or Iron Cast Iron Chromium-Iron (active) Ni-Resist Cast Iron <ul style="list-style-type: none"> Type 304 Stainless steel (active) Type 316 Stainless steel (active) <ul style="list-style-type: none"> Lead-Tin solder Lead Tin <ul style="list-style-type: none"> Nickel (active) Inconel nickel-chromium alloy (active) Hastelloy Alloy C (active) <ul style="list-style-type: none"> Brass Copper Bronze Copper-nickel alloy Monel nickel-copper alloy <ul style="list-style-type: none"> Silver Solder Nickel (passive) Inconel nickel-chromium alloy (passive) <ul style="list-style-type: none"> Chromium-Iron (passive) Type 304 Stainless steel (passive) Type 316 Stainless steel (passive) Hastelloy Alloy C (passive) <ul style="list-style-type: none"> Silver Titanium Graphite Gold Platinum 	Gruppo 1 Magnesio; Leghe di magnesio
	Gruppo 2 Zinco; P – AlZn 5,8 MgCu placcato (Alclad 7075); P – AlSi 1 MgMn placcato (Alclad 6151)
	Gruppo 3 P – AlMg 2,5 (5052); P – AlCu 4,5 MgMn placcato (Alclad 2024)
	Gruppo 4 P – AlSi 1 MgMn – TA (6151-T6); P – AlZn 5,8 MgCu – TA (7075-T6)
	Gruppo 5 Cadmio
	Gruppo 6 P – AlCu 4 MgMn – TN (2017-T4); P – AlCu 4,5 MgMn – TN (2024-T4); P – AlCu 4,4 SiMgMn – TA (2014-T6)
	Gruppo 7 Acciaio e ferro; Ghisa; Cromo
	Gruppo 8 Acciaio Inox 18 – 8
	Gruppo 9 Piombo; Stagno; Nichel
	Gruppo 10 Ottone; Rame; Bronzo; Titanio, Monel
- Protected End (cathodic, or most noble)	Gruppo 11 Argento; Oro; Platino
ESTREMITÀ CATODICA (materiale PIÙ nobile, non si corrode)	

*Prospetto dei potenziali elettrochimici dei materiali
(da FAA-8083-30 Cap. 06)*

*Prospetto dei potenziali elettrochimici dei materiali
(da manuale AA.1R-SM1019-3)*

L'accostamento di materiali appartenenti a gruppi distanti più di 4 posizioni ha buone probabilità di sviluppare forme di corrosione elettrochimica (galvanica). Si noti come, nel prospetto soprastante, siano chiaramente individuati i materiali di comune impiego nel settore aeronautico.

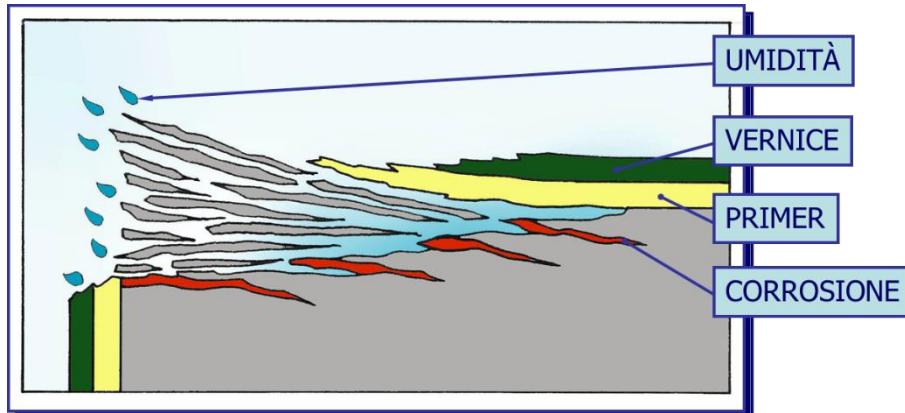
2.11.3 Sorgenti di corrosione



Sorgenti di corrosione (da http://boeing.com/commercial/aeromagazine/aero_07/corrosion.html)

2.11.4 Tipi di corrosione

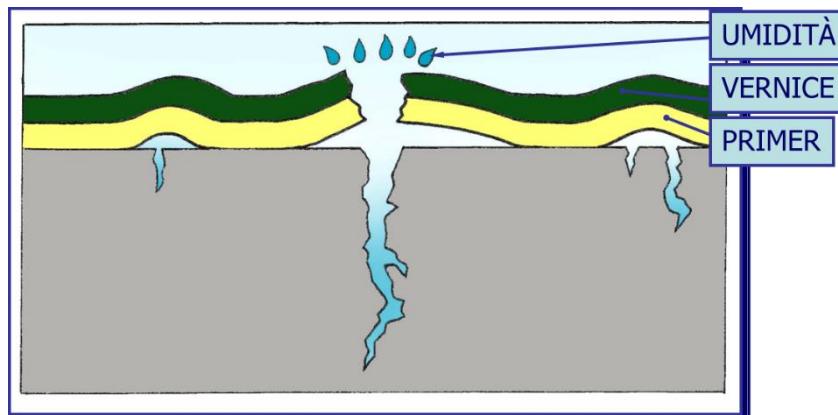
Le illustrazioni e le descrizioni sono tratte da un supplemento alla rivista "Sicurezza del Volo" (Aeronautica Militare)



CORROSIONE INTERCRISTALLINA PER SFOLIAMENTO

ASPETTO: sfogliamento e perdita di metallo attraverso lo spessore del metallo stesso

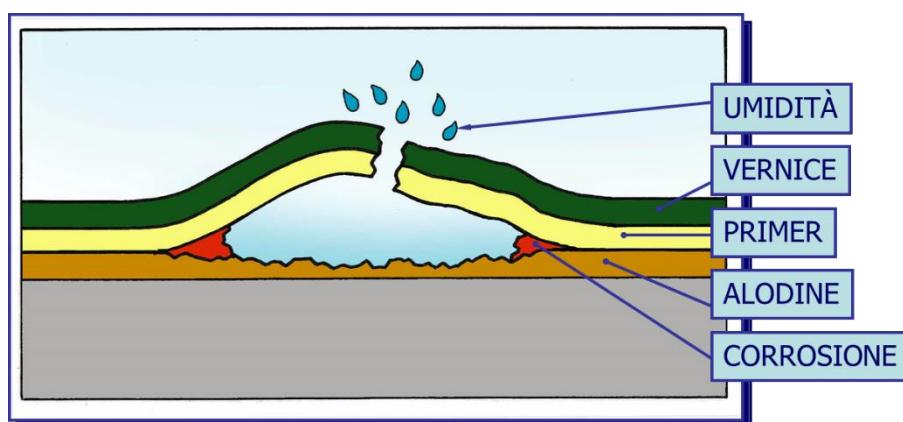
CAUSE: la corrosione parte dalle estremità non protette dei grani e si sviluppa lungo piani paralleli alla superficie dei grani stessi. Il rigonfiamento dovuto ai prodotti di corrosione spinge via via il metallo dal corpo del materiale che assume un aspetto stratificato



CORROSIONE SOTTO TENSIONE

ASPETTO: ha solitamente l'aspetto di una crinatura con avanzamento veloce e possibilità di rottura successiva

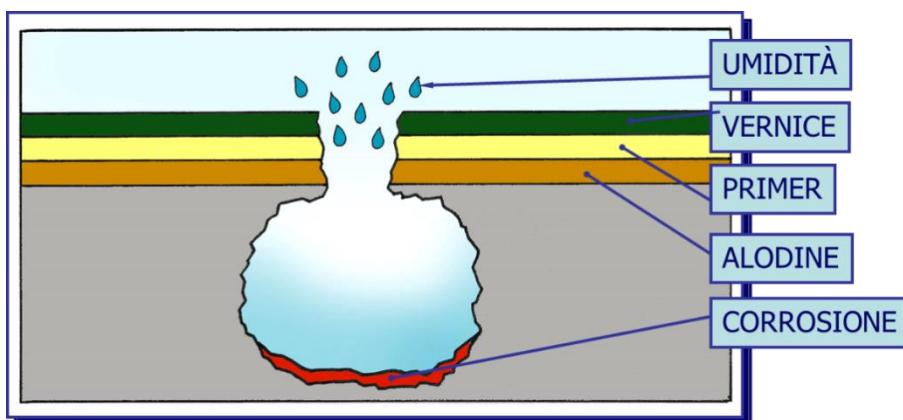
CAUSE: ripetute sollecitazioni a trazione in ambiente corrosivo



CORROSIONE FILIFORME

ASPETTO: corrosione che si forma al di sotto dello strato di vernice sotto forma di filamenti a forma di filettatura disposti in maniera casuale. Spesso causa rigonfiamenti della vernice come veschie.

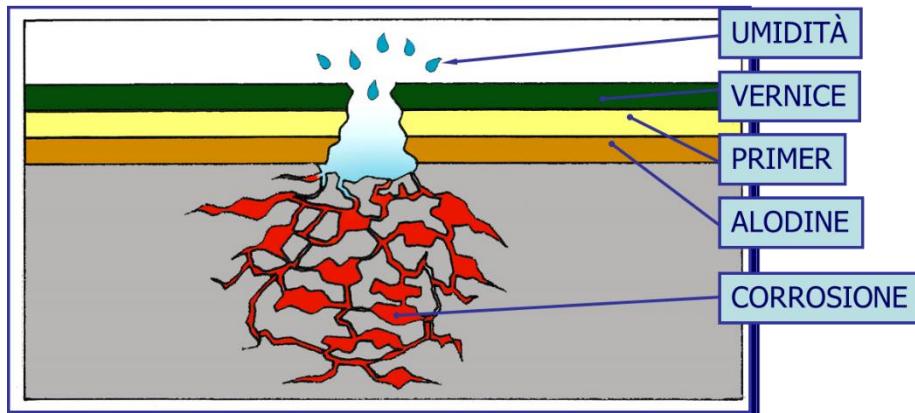
CAUSE: umidità ed agenti corrosivi che raggiungono il metallo attraverso crepe o danni alla vernice e creano celle di corrosione attiva. È particolarmente grave in ambienti ad alto tasso di umidità (ambiente marino o aree ad alto inquinamento industriale)



CORROSIONE PUNTIFORME (PITTING)

ASPETTO: cavità e buchi localizzati sulla superficie del metallo ("pitting"). Può essere abbastanza profonda e serio

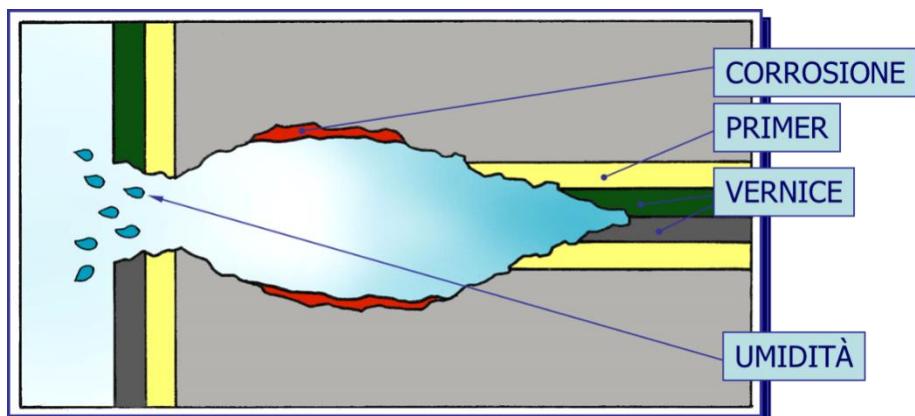
CAUSE: gli agenti corrosivi creano una piccola cella eletrolitica dove si sviluppa la corrosione. Per minimizzare il rischio dovuto a questo tipo di corrosione la superficie dovrebbe essere tenuta pulita e lo strato di vernice mantenuto integro.



CORROSIONE INTERGRANULARE

ASpetto: normalmente si evidenzia solo come una cricca. È caratterizzata da un'apparente aumento della velocità di corrosione col tempo

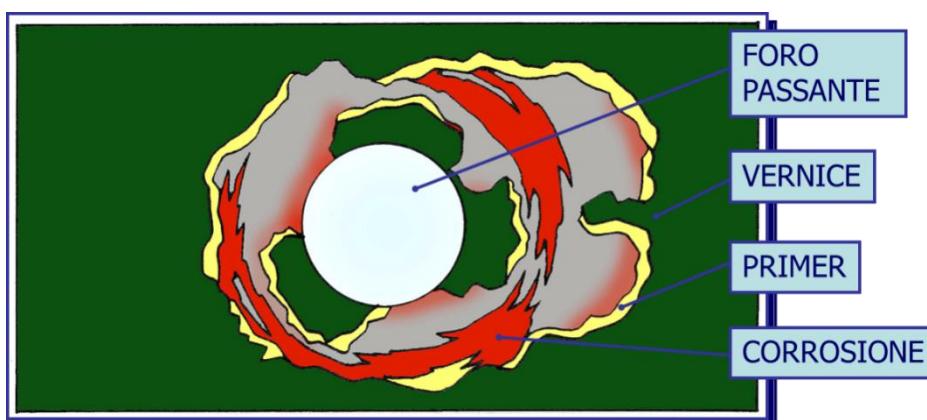
CAUSE: azione chimica ed elettrolitica lungo i contorni dei grani che costituiscono il materiale. Alcune leghe sono molto sensibili a questo tipo di corrosione. La rottura del film di vernice può permettere l'ingresso di umidità e di altri agenti corrosivi.



CORROSIONE INTERSTIZIALE

ASpetto: gravi corrosioni localizzate in corrispondenza di piccole aperture o fessure tra i componenti metallici

CAUSE: penetrazione di agenti corrosivi all'interno del giunto, dovuta spesso a carichi di flessione. I sigillanti tra le superfici devono essere applicati correttamente.



CORROSIONE PER SFREGAMENTO (FRETTING)

ASpetto: combinazione di usura e corrosione tra superfici a contatto e soggette a piccoli movimenti relativi. I materiali ferrosi mostrano spesso trasudazione di prodotti rossastri mentre le leghe di alluminio mostrano depositi e striature nere

CAUSE: abrasione del metallo sotto carico in atmosfera umida.



Corrosione per sfogliamento e superficiale filiforme



Corrosione per sfogliamento



Corrosione puntiforme (pitting)



Corrosione interstiziale con rigonfiamento del giunto



Corrosione per sfregamento



Corrosione per contatto tra materiali dissimili (lega di Mg/acciaio)

2.12 DIAGRAMMI DELLE SOLLECITAZIONI LUNGO UN'ALA

A cura del prof. Luigi Mascolo, ITT "G. C. Falco" - Capua (CE)

2.12.1 Calcolo statico di una struttura aeronautica

Ha lo scopo di accettare o verificare il comportamento di una struttura aeronautica sottoposta ad una assegnata distribuzione di forze applicate staticamente. Nel caso dell'ala di un velivolo, essa risulta caricata, dal basso verso l'alto, dalla portanza aerodinamica, e dall'alto verso il basso, dalle forze di massa dovute al peso proprio e dei carichi distribuiti lungo l'apertura, quali, ad esempio, serbatoi, motori, carrello di atterraggio nonché dalle forze dovute al propulsore (se ivi installato). Nel calcolo statico propriamente detto, le forze e la struttura sono considerate "grandezze note". In realtà, nelle prime fasi del progetto di un velivolo, la struttura non può essere "nota" in tutti i suoi dettagli, poiché il suo progetto consiste proprio nel determinare e nel dettagliare attraverso successivi affinamenti, la struttura ottimale, cioè la struttura che costituisce il miglior compromesso fra le esigenze di basso peso, costo limitato, durata, affidabilità.

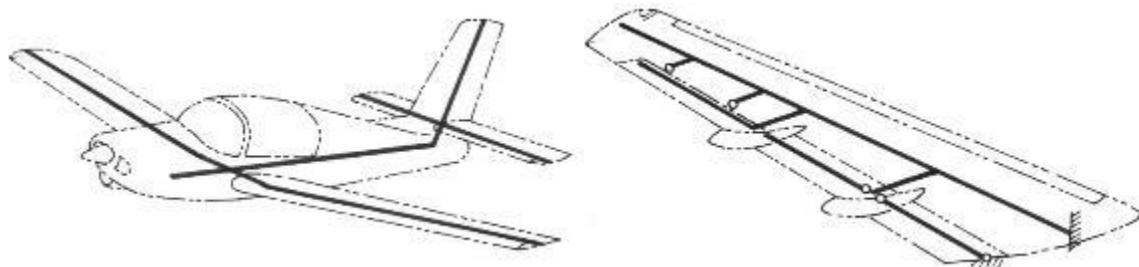
Per tale motivo nella fase iniziale del progetto è opportuno impiegare schemi di calcolo il più possibile semplici e isostatici; **semplici**, perché consentono di eseguire rapidamente i numerosi calcoli che possono essere necessari alla ricerca della struttura migliore, **isostatici**, perché consentono di determinare le sollecitazioni in una parte della struttura, o addirittura in un elemento di questa, indipendentemente dalla definizione e dalla scelta della struttura circostante, e quindi di dimensionare o verificare, entro certi limiti, indipendentemente, le varie parti della struttura.

Successivamente, nelle fasi più avanzate del progetto, si dovranno e si potranno impiegare schemi di calcolo sempre più raffinati e più dettagliati, che tengano conto in modo più realistico delle interazioni iperstatiche fra le varie parti della struttura.

2.12.1.1 Schema semplice a travi

È lo schema più semplice con il quale si può rappresentare la struttura.

In tale schematizzazione, le parti principali della struttura del velivolo (ala, fusoliera e impennaggi di coda) vengono tutte considerate come travi.



Schematizzazione in travi degli elementi strutturali

Anche le superfici mobili dell'ala (alettoni e ipersostentatori) e quelle dei piani di coda (equilibratore e timone) possono essere viste come travi, collegate alle corrispondenti parti fisse attraverso le cerniere e gli organi di comando.

Dopo aver definito i carichi agenti e schematizzato l'ala come una trave incastrata o controventata, a seconda della sua architettura, si determinano, con il procedimento classico della scienza delle costruzioni, le sollecitazioni (taglio T, flessione M_f e sforzo normale N) indotte dal carico in ogni sezione. La rappresentazione grafica delle sollecitazioni agenti nelle varie sezioni dell'ala lungo l'apertura alare costituisce il **diagramma delle sollecitazioni** o **diagramma degli sforzi**.

La prima fase del calcolo, consiste nella determinazione delle **reazioni vincolari**, ovvero di quelle forze e/o coppie che i vincoli devono esercitare per mantenere il corpo in equilibrio statico impedendogli qualunque movimento (traslazione e rotazione). Le reazioni vincolari si ottengono imponendo che siano soddisfatte le **equazioni cardinali della statica**, cioè imponendo che la risultante delle reazioni vincolari e delle forze esterne applicate sia nulla.

Nel caso di un corpo piano, avente tre gradi di libertà, ciascuno dei quali coincide con una possibilità di movimento (rotazione e traslazione secondo la direzione degli assi cartesiani), le equazioni cardinali della statica si scrivono:

$$\sum F_{ix} = 0 \quad \sum F_{iy} = 0 \quad \sum F_i b_i = 0$$

Essendo il sistema staticamente determinato (sistema isostatico) le tre sommatorie si riducono a delle comuni equazioni di primo grado indipendenti e facilmente risolvibili in cui le incognite sono le componenti delle reazioni vincolari.

2.12.1.2 Metodo delle travi inflesse

Dopo aver calcolato le reazioni vincolari occorre determinare l'andamento delle sollecitazioni N (sforzo assiale), T (Taglio) e M_f (Momento flettente) lungo la semiala. Esistono due metodi:

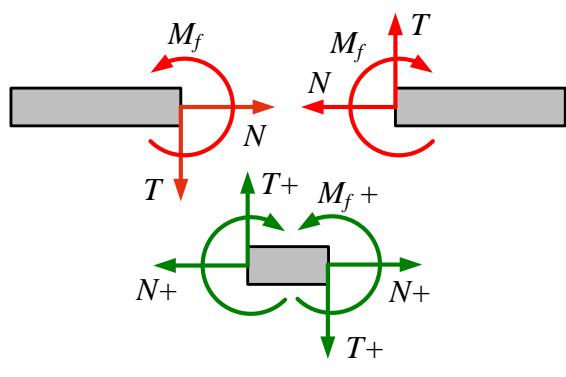
- a) il **metodo diretto** che considera l'equilibrio di tutto il tronco di trave che precede (o che segue) la sezione (alare) considerata;
- b) il **metodo analitico** che considera l'equilibrio di tutti i successivi tronchi di lunghezza infinitesima in cui si può pensare decomposta la trave con una serie di tagli successivi.

Si applica l'uno o l'altro a seconda della convenienza e delle situazioni.

Entrambi i metodi fanno comunque riferimento al principio dell'equilibrio: se la trave è considerata globalmente in equilibrio, ogni sua parte, di dimensioni finite o infinitesimali, è in equilibrio sotto l'azione congiunta delle forze esterne (forze- nel senso anche di momenti- attive e reattive) e degli sforzi interni.

Le caratteristiche delle sollecitazioni si definiscono positive se, considerate agenti sulla sezione retta di normale positiva, sono dirette come nel verso degli assi del sistema di riferimento scelto. Per i nostri scopi è utile invece riferire la convenzione alle facce di un tronco elementare - definito concio - (degli infiniti che costituiscono la trave) estratto dalla trave equilibrata. Quindi si vuole dire che:

- a) lo sforzo assiale N è positivo se genera trazione;
- b) il taglio T è positivo se tende a far ruotare il concio in senso orario;
- c) Il momento flettente M_f è positivo se tende ad allungare le fibre inferiori del concio.

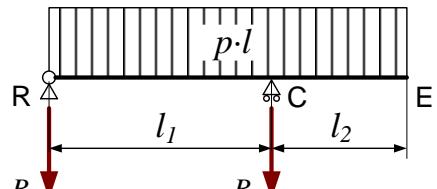
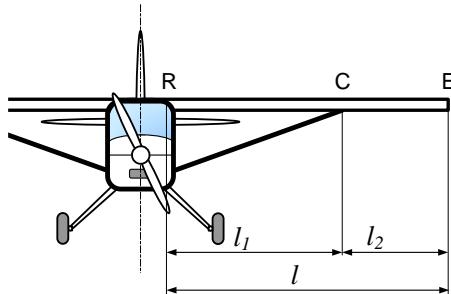


Convenzione circa i versi positivi

Nei paragrafi successivi si procederà, a titolo esemplificativo, al tracciamento dei diagrammi degli sforzi per un'ala a pianta rettangolare soggetta ad un carico distribuito e concentrato, sia per il caso della semiala controventata (incernierata-appoggiata) che per la semiala a sbalzo (incastrata). Viene anche presentato il caso della semiala rastremata, nella quale il carico distribuito varia linearmente, lungo l'apertura alare, proporzionalmente alle corde alari.

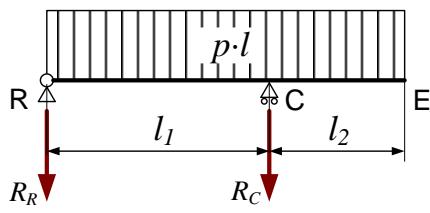
2.12.2 Ala controventata a pianta rettangolare soggetta ad un carico distribuito (portanza)

L'ala controventata, nella sua configurazione più semplice (pianta rettangolare e distribuzione rettangolare uniforme della portanza) può essere assimilata ad una trave, come di seguito illustrato.

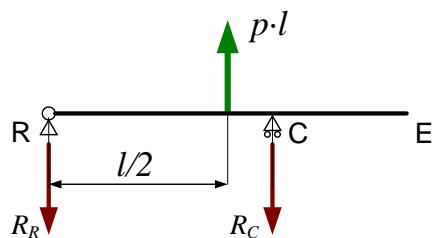


Schematizzazione di una semiala controventata

2.12.2.1 Calcolo delle reazioni vincolari

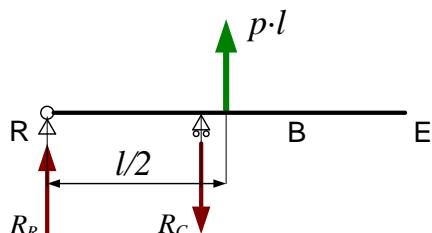
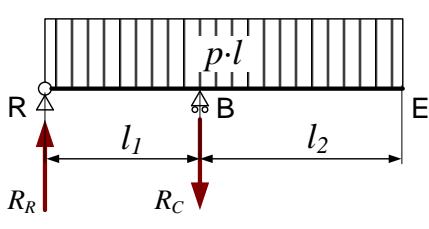


$$R_C = \frac{p \cdot (l_1 + l_2)^2}{2 \cdot l_1} = \frac{p \cdot l^2}{2 \cdot l_1}$$

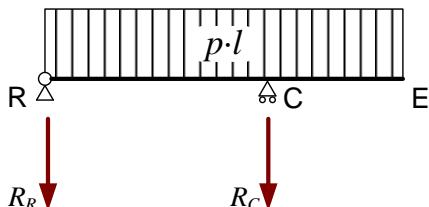


$$R_R = p \cdot (l_1 + l_2) - R_C = p \cdot l - R_C$$

ATTENZIONE: Se $l_1 < l_2$, la reazione R_R cambia verso ed è diretta verso l'alto



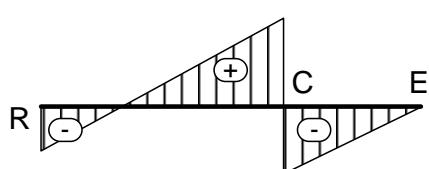
2.12.2.2 Calcolo del taglio e del momento flettente lungo l'apertura alare



DISPOSIZIONE DEI CARICHI E DELLE REAZIONI

Ipotesi di calcolo

Si consideri una generica sezione posta alla distanza x dal vincolo R (radice alare):

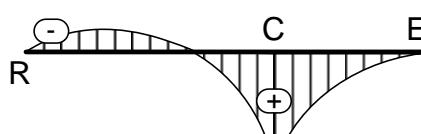


TAGLIO

$$T_{(x)} = p \cdot x - R_R \quad \text{con } 0 \leq x \leq l_1$$

$$T_{(x)} = p \cdot x - R_R - R_C \quad \text{con } l_1 \leq x \leq l_2$$

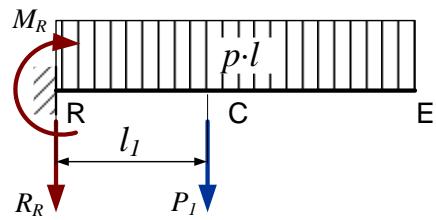
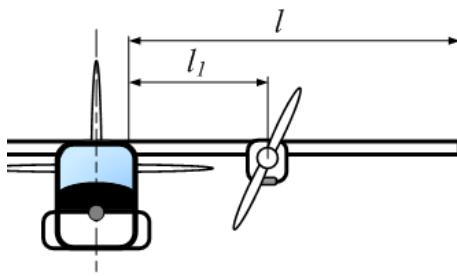
MOMENTO FLETTENTE



$$M_f(x) = \frac{1}{2}p \cdot x^2 - R_R \cdot x \quad \text{con } 0 \leq x \leq l_1$$

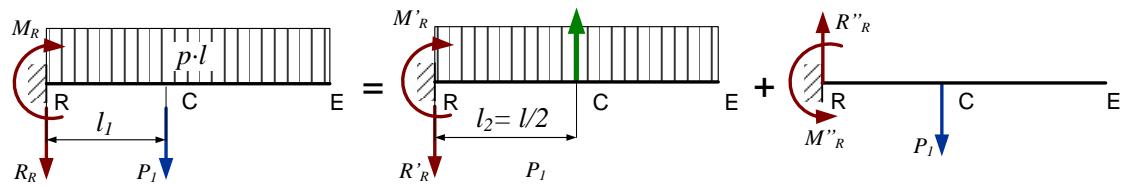
$$M_f(x) = \frac{1}{2}p \cdot x^2 - R_R \cdot x - R_C \cdot (x - l_1) \quad \text{con } l_1 \leq x \leq l_2$$

2.12.3 Ala a sbalzo (incastrata) a pianta rettangolare soggetta ad un carico distribuito (portanza) e uno concentrato (motore)



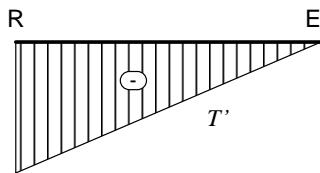
Schematizzazione di una semiala a sbalzo con carico concentrato
 NOTA: solo in certe soluzioni costruttive vale $I = b/2$

2.12.3.1 Calcolo delle reazioni vincolari



$R'_R = p \cdot l$ (↓)	$R''_R = P_I$ (↑)
$M'_R = \frac{1}{2} \cdot p \cdot l^2$ (orario)	$M''_R = P_I \cdot l_1$ anti orario)

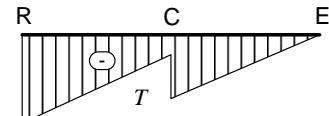
TAGLIO



Taglio T' dovuto al carico distribuito



Taglio T'' dovuto al carico concentrato



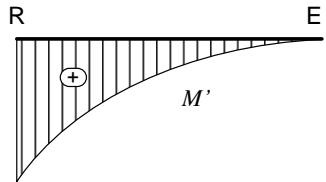
Taglio T risultante

$$T' = p \cdot x - R'_R \quad \text{con } 0 \leq x \leq l$$

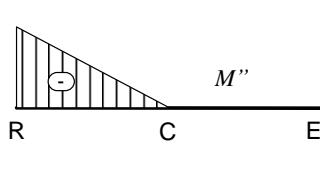
$$T'' = P_I \quad \text{con } 0 \leq x \leq l_1$$

$$T_{(x)} = T'_{(x)} + T''_{(x)} \quad \text{con } 0 \leq x \leq l$$

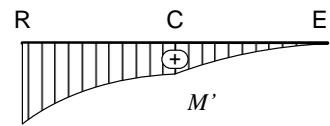
MOMENTO



Momento M' dovuto al carico distribuito



Momento M'' dovuto al carico concentrato

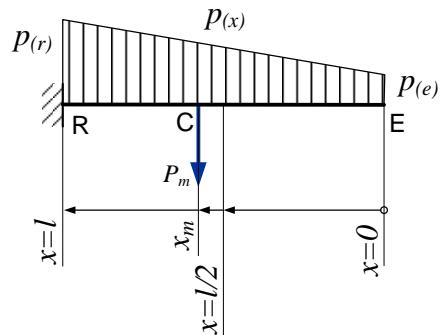
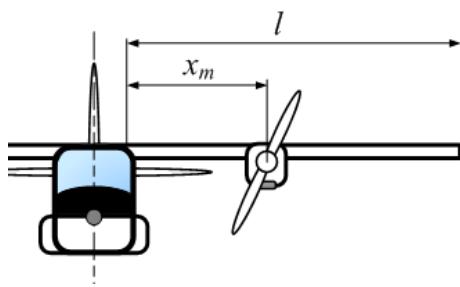


Momento M risultante

$$M'_{(x)} = \frac{1}{2} p \cdot x^2 + M'_R - R'_R \cdot x \quad M''_{(x)} = R''_R \cdot x - M''_R \quad M_{(x)} = M'_{(x)} + M''_{(x)}$$

con $0 \leq x \leq l$ con $0 \leq x \leq l_1$ con $0 \leq x \leq l$

2.12.4 Ala a sbalzo (incastrata) a pianta trapezoidale (rastremata) soggetta ad un carico distribuito (portanza) e uno concentrato (motore)



Schematizzazione di una semiala (rastremata) a sbalzo con carico concentrato
 NOTA: solo in certe soluzioni costruttive vale $l = b/2$

2.12.4.1 Calcolo del carico trapezoidale distribuito (portanza + peso strutturale dell'ala)

$$\begin{cases} p_E = \frac{n \cdot (Q_{tot} - Q_{ala})}{S_{tot}} \cdot c_E \\ p_x = \frac{n \cdot (Q_{tot} - Q_{ala})}{S_{tot}} \cdot c_x \\ p_R = \frac{n \cdot (Q_{tot} - Q_{ala})}{S_{tot}} \cdot c_R \end{cases}$$

Dove: Q_{ala} è il peso dell'ala; se non è noto si può usare la relazione di Gabrielli (riportata in altra parte del manuale), ovvero la seguente formula empirica (in cui Q_{tot} è espresso in kilogrammi-forza):

$$Q_{ala} = 0,022 \cdot n \cdot k \cdot \lambda \cdot S \cdot \sqrt[3]{Q_{tot}} \text{ [kgf]}$$

c_R è la corda alare alla radice

c_E è la corda alare all'estremità

c_x è la corda alare alla distanza " x " e può essere calcolata con la relazione:

Si ricava che nella generica sezione “ x ” agisce una portanza:

$$p_{(x)} = (p_R - p_E) \cdot \frac{x}{l} + p_E$$

2.12.4.2 Calcolo del taglio $T'_{(x)}$ lungo l'apertura alare dovuto al carico distribuito

$$T'_{(x)} = (p_R - p_E) \cdot \frac{x^2}{2 \cdot l} + p_E \cdot x$$

2.12.4.3 Calcolo del momento flettente $M'_{f(x)}$ lungo l'apertura alare dovuto al carico distribuito

$$M'_{f(x)} = (p_R - p_E) \cdot \frac{x^3}{6 \cdot l} + p_E \cdot \frac{x^2}{2}$$

2.12.4.4 Calcolo del taglio $T''_{(x)}$ lungo l'apertura alare dovuto al carico concentrato (motore)

$$T''_{(x)} = 0 \quad \text{se } 0 < x < x_m$$

$$T''_{(x)} = \text{cost} = -P_m \quad \text{se } x_m < x < l$$

2.12.4.5 Calcolo del momento flettente $M''_{f(x)}$ lungo l'apertura alare dovuto al carico concentrato (motore)

$$M''_{f(x)} = 0 \quad \text{se } 0 < x < x_m$$

$$M''_{f(x)} = \text{cost} = -P_m \cdot (x - x_m) \quad \text{se } x_m < x < l$$

2.12.4.6 Calcolo del taglio $T_{(x)}$ e del momento flettente $M_{f(x)}$ lungo l'apertura alare

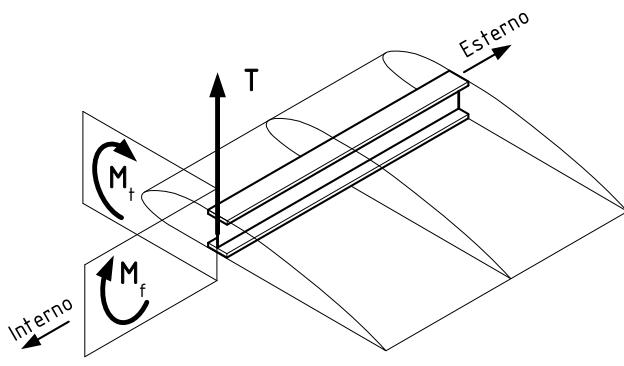
$$T_{(x)} = T'_{(x)} + T''_{(x)}$$

$$M'_{f(x)} = M'_{f(x)} + M''_{f(x)}$$

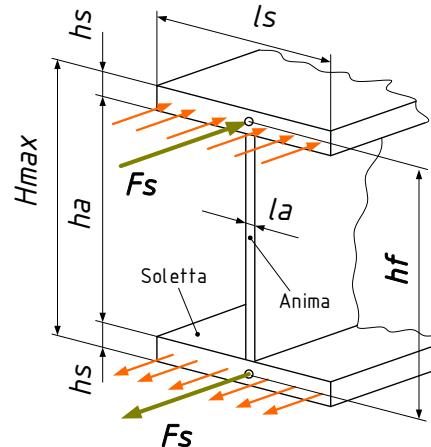
2.12.5 Ala monolongherone: dimensionamento del longherone con sezione "a doppio T"

In una generica sezione alare agiscono i carichi schematizzati nella figura seguente. Il momento flettente viene contrastato da una coppia di forze (F_s) agenti nel baricentro delle solette.

N.B.: Per migliorare la leggibilità del disegno NON sono state usate notazioni con pedici che, invece, appaiono nelle relazioni analitiche.



Carichi agenti in una generica sezione alare
 (ala monolongherone)



La coppia di forze F_s , agenti nel baricentro delle solette, contrasta il momento flettente

Con riferimento alla sezione raffigurata, l'altezza massima del longherone (H_{max}) coincide con il massimo spessore del profilo prescelto (s) meno una quantità proporzionale alla curvatura del profilo stesso e che, in prima approssimazione, può essere valutata pari al 2 % dello spessore del profilo nella sezione considerata. Per profili moto curvi tale valore può essere aumentato sino al 5 % circa. Non si tiene conto, in questa approssimazione, dell'ingombro di eventuali elementi di raccordo longherone / rivestimento.

Fissata l'altezza h_s di ciascuna soletta (in genere compresa tra 8 mm e 10 mm), si ha:

$$h_f = H_{max} - 2 \cdot \frac{h_s}{2} = H_{max} - h_s$$

L'area di ciascuna soletta è:

$$A_s = \frac{F_s}{\sigma_{amm}} = \frac{M_f}{\frac{\sigma_s}{k} \cdot h_f}$$

Mentre la larghezza della soletta sarà:

$$l_s = \frac{A_s}{h_s}$$

L'altezza dell'anima (h_a) risulta perciò essere:

$$h_a = H_{max} - 2 \cdot h_s$$

Lo spessore dell'anima (l_a) è:

$$l_a = \frac{3}{2} \cdot \frac{T}{h_a \cdot \tau_{amm}}$$

Volendo impiegare solette con sezione ad angolare doppio, come rappresentato in figura a fianco, risulta:

$$A_s = 2 \cdot (h_s \cdot l_s - h_s^2)$$

Il termine $2 \cdot h_s^2$ risulta essere molto piccolo rispetto alle altre grandezze (in considerazione che h_s è molto più piccolo di l_s come di seguito indicato) e quindi può essere trascurato:

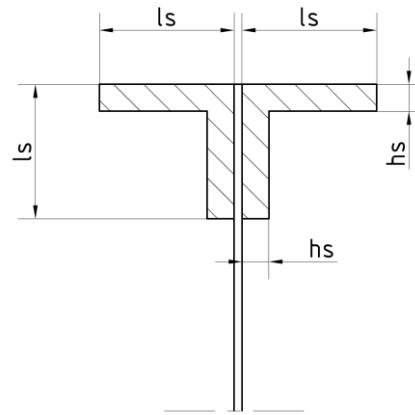
$$A_s = 2 \cdot (2 \cdot h_s \cdot l_s)$$

Ricordando che A_s è già stata calcolata, si ottengono, perciò, le dimensioni delle solette a doppio "L":

$$h_s = \frac{A_s}{4 \cdot l_s}$$

Fissando il rapporto $l_s/h_s = 15$ si ottengono:

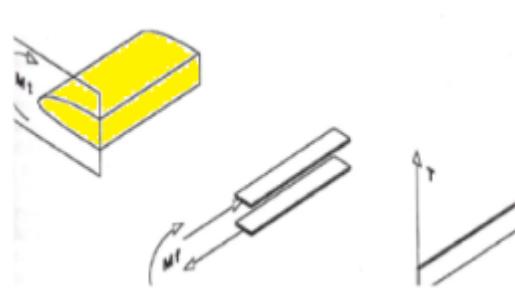
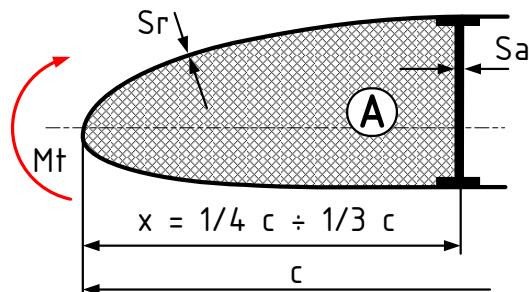
$$\begin{cases} h_s = \sqrt{\frac{A_s}{4 \cdot 15}} \\ l_s = 15 \cdot h_s \end{cases}$$



N.B. 1: In caso di volo diritto, poiché il carico risultante è diretto verso l'alto, la soletta superiore viene compressa mentre quella inferiore viene tesa. Dal momento che molti materiali resistono meglio a trazione che a compressione, le solette superiori dovrebbero avere sezioni maggiori di quelle inferiori. Queste tipologie di longherone, dette asimmetriche, permettono un apprezzabile guadagno in peso. Pertanto, nel caso in cui si volesse procedere con una configurazione del longherone di tipo asimmetrico (con la soletta che lavora a trazione con area resistente più piccola rispetto a quella che lavora a compressione), i calcoli per determinare le dimensioni delle solette risultano più laboriosi dal momento che si giunge alla fine ad un sistema in due equazioni e due incognite che si risolve solo per tentativi.

N.B. 2: L'anima del longherone, pur essendo adeguata a sopportare (a taglio) i carichi di progetto è pur sempre una lamiera di ridotto spessore che può essere soggetta a fenomeni di instabilità (imbozzamento), similmente a quanto accade con le aste snelle caricate di punta. È allora necessario prevedere un adeguato numero di montanti di irrigidimento che conferiscano rigidità all'insieme, pur senza entrare direttamente nell'assorbimento delle forze di taglio agenti sull'anima stessa.

2.12.6 Ala monolongherone: dimensionamento del cassone resistente alla torsione



Il cassone resistente alla torsione è la porzione di profilo anteriore al longherone, di questa parte deve essere valutata l'area A . Tale area, in prima approssimazione, può essere calcolata con uno dei metodi di seguito indicati:

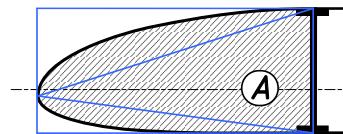
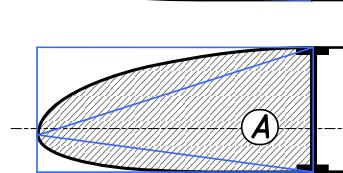
- disegnando la parte su carta millimetrata (o quadrettata) e valutando i "quadretti" interessati;
- approssimando l'area ad una semi-ellisse (asse minore corrispondente allo spessore del profilo in corrispondenza del longherone; si veda la figura a fianco);
- valutando il valore medio tra l'area del triangolo interno al becco di centina e l'area del rettangolo esterno (si veda la figura a fianco).

Lo spessore (t) della lamiera di rivestimento è dato da:

$$t = \frac{M_t}{2 \cdot A \cdot \tau_{amm}}$$

ove: A rappresenta l'area della superficie racchiusa tra la lamiera del rivestimento bordo d'attacco ed il longherone

M_t è il momento torcente aerodinamico dato da: $M_t = \frac{1}{2} \rho S V^2 c_M CMA$



2.12.6.1 Calcolo del massimo angolo di torsione $\Delta\vartheta$

Per una semiala, di apertura pari a L , con profilo costante e corda costante, l'angolo di torsione (in radianti) è dato da:

$$\Delta\vartheta = \frac{M_t}{B} \cdot L$$

B rappresenta la rigidezza torsionale dell'ala (misurata in $N \cdot mm^2$):

$$B = \frac{4 \cdot G \cdot A^2}{\sum \frac{c}{t}}$$



ove: A è l'area della sezione resistente a torsione (come definito in precedenza)

G è il modulo di elasticità trasversale del materiale (supposto omogeneo per la porzione resistente a torsione)

c è il perimetro della sezione A

t è lo spessore della lamiera di rivestimento della sezione A .

N.B.: L'angolo di torsione non può essere elevato (indicativamente raggiunge al massimo i 4°). Un valore troppo elevato rischierebbe di far aumentare eccessivamente l'angolo di incidenza con conseguente variazione delle forze aerodinamiche agenti. In tal caso è necessario aumentare la rigidezza torsionale dell'ala, aumentando lo spessore t della lamiera.

2.12.7 Esempio di verifica a torsione di un'ala a cassone semplice a pianta rettangolare

Verificare a torsione un'ala a significa determinare le sollecitazioni tangenziali massime e l'angolo di torsione tra l'estremità e la radice dell'ala, quando questa è sottoposta ad un determinato momento torcente, e quindi, verificarne la resistenza strutturale.

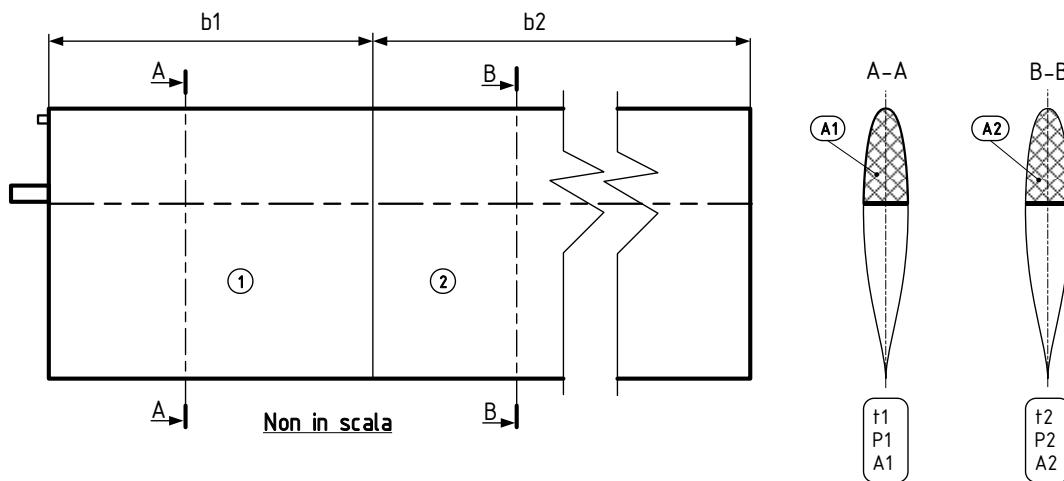
Consideriamo il caso di una semplice ala a cassone, costituita da due gusci contigui a sezione costante, di lunghezza rispettivamente b_1 e b_2 , realizzati con una lamiera dello stesso materiale ma di differente spessore: t_1 e t_2 . (per coerenza con le illustrazioni non sono stati utilizzati pedici).

Si studieranno due casi: il primo caso è relativo ad un velivolo con carrello fisso (per il quale la sezione del cassone alare è integra), il secondo caso, essendo il velivolo dotato di un carrello retrattile, il cassone alare presenterà invece una rientranza necessaria per alloggiare le parti che costituiscono il carrello di atterraggio (ruota, ammortizzatore, gamba del carrello, meccanismi di rotazione, ecc.).

2.12.7.1 Ala con carrello fisso

Si riportano di seguito i dati e le caratteristiche geometriche della semiala:

- Momento torcente M_t
- Lunghezza 1^a parte (interna) semiala b_1
- Lunghezza 2^a parte (esterna) semiala b_2
- Spessore prima parte semiala t_1
- Spessore seconda parte semiala t_2
- Area cassone alare $A_1 = A_2$
- Perimetro cassone alare: $P_1 = P_2$
- Materiale *Assegnato*
- Carico di scostam. dalla proporz. $R_{p0,2}$ (rilevato dalla scheda proprietà materiali)
- Coefficiente di sicurezza $k = 1,5$
- Modulo di elasticità trasversale G



Rappresentazione schematica della semiala in esame

2.12.7.1.1 Calcolo delle sollecitazioni tangenziali massime nelle due parti della semiala

Essendo il cassone alare costituito da due parti contigue realizzate con da lamiera, dello stesso materiale, ma di differente spessore, si calcola in ogni sezione la tensione tangenziale dovuta al carico applicato:

- per la lamiera della prima parte della semiala (spessa t_1 e lunga b_1) si ottiene una sollecitazione tangenziale τ_1 :

$$\tau_1 = \frac{M_t}{2 \cdot A_1 \cdot t_1}$$

- similmente, per la lamiera della seconda parte della semiala (spessa t_2 mm e lunga b_2) la sollecitazione tangenziale τ_2 vale:

$$\tau_2 = \frac{M_t}{2 \cdot A_2 \cdot t_2}$$

I valori così ricavati debbono essere uguali o inferiori al valore massimo ammissibile per il materiale prescelto:

$$\tau_n = \leq \tau_{amm} = 0,58 \cdot \sigma_{amm} = 0,58 \cdot \frac{R_p 0,2}{k}$$

ove "n" indica la generica parte della semiala

Se così non fosse, sarebbe necessario aumentare lo spessore della lamiera interessata.

2.12.7.1.2 Calcolo della rigidezza torsionale delle due parti della semiala

Utilizzando le espressioni introdotte nel precedente paragrafo, i dati relativi al materiale nel quale è realizzata la lamiera, si ottiene, per le due parti di cui è composto il cassone in esame, il rispettivo valore della rigidezza torsionale [$N \cdot mm^2$]:

$$B_1 = \frac{4 \cdot G \cdot A_1^2}{\frac{P_1}{t_1}} [N \cdot mm^2]$$

$$B_2 = \frac{4 \cdot G \cdot A_2^2}{\frac{P_2}{t_2}} [N \cdot mm^2]$$

Si tenga presente che i valori di B, in considerazione delle grandezze utilizzate, sono molto grandi (ordine di grandezza di $10^{11} N \cdot mm^2$)

2.12.7.1.3 Calcolo dell'angolo di torsione dell'ala (tra estremità e radice)

Calcolati i valori di rigidezza torsionale B_1 e B_2 , si passa a calcolare, per ciascuna delle due parti costituenti il cassone, l'angolo di torsione massimo, tenendo presente che la relazione restituisce il valore dell'angolo espresso in radianti. Nel caso in esame si hanno, per le due parti della semiala, le seguenti rotazioni:

$$\Delta\vartheta_1 = \frac{M_t}{B_1} \cdot b_1 [\text{rad}]$$

$$\Delta\vartheta_2 = \frac{M_t}{B_2} \cdot b_2 [\text{rad}]$$

Complessivamente la semiala è sottoposta ad un angolo di torsione (tra estremità e radice) pari a:

$$\vartheta = \Delta\vartheta_1 + \Delta\vartheta_2$$

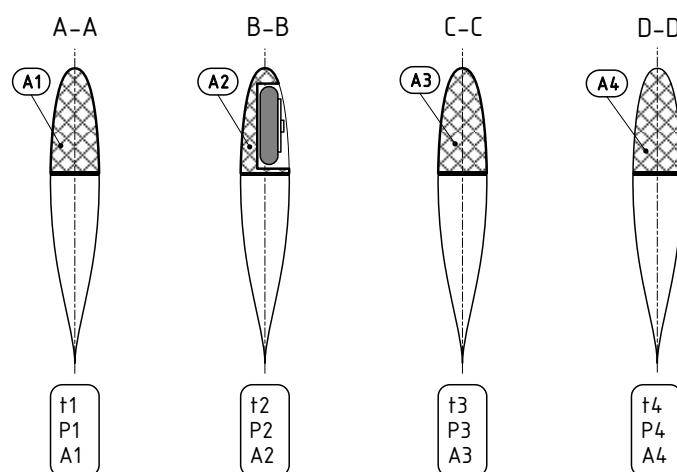
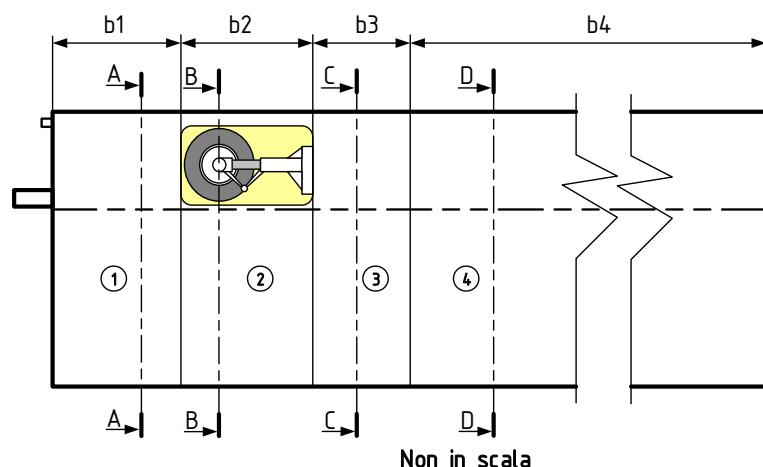
La somma dei due angoli rappresenta la rotazione dell'estremità alare rispetto alla radice e deve essere inferiore al valore limite di 4° fissato dai regolamenti. Se viene superato tale valore è

necessario allora aumentare la rigidezza torsionale (B) dell'ala andando, per esempio, ad aumentare lo spessore delle lamiere costituenti il cassone.

2.12.7.2 Ala con carrello retrattile

Si riportano di seguito i dati e le caratteristiche geometriche della semiala:

- Momento torcente M_t
- Lunghezza 1^a parte semiala $b1$
- Lunghezza 2^a parte semiala $b2$
- Lunghezza 3^a parte semiala $b3$
- Lunghezza 4^a parte semiala $b4$
- Spessore 1^a, 2^a e 3^a parte semiala $t1 = t2 = t3$
- Spessore 4^a parte semiala $t4$
- Area 1^a, 3^a e 4^a parte cassone alare $A1 = A3 = A4$
- Area 2^a parte cassone alare $A2$
- Perimetro 1^a, 3^a e 4^a parte cassone alare $P1 = P3 = P4$
- Perimetro 2^a parte cassone alare $P2$
- Materiale *Assegnato*
- Carico di scostam. dalla proporz. $R_{p0,2}$ (rilevato dalla scheda proprietà materiali)
- Coefficiente di sicurezza $k = 1,5$
- Modulo di elasticità trasversale G



Rappresentazione schematica della semiala in esame

2.12.7.2.1 Calcolo delle sollecitazioni tangenziali massime nelle quattro parti della semiala

La contemporanea presenza dello scomparto per il carrello (che riduce per la seconda parte di semiala l'area resistente del cassone) e di una lamiera con due differenti spessori, suddivide la semiala in esame in 4 parti, per ciascuna delle quali si dovrà calcolare la tensione tangenziale dovuta al carico applicato.

$$\tau_1 = \tau_3 = \frac{M_t}{2 \cdot A_- \cdot t_1}$$

Nota: A_- indica A_1 o A_3 in relazione alla necessità di calcolare τ_1 o τ_3 .

$$\begin{aligned}\tau_2 &= \frac{M_t}{2 \cdot A_2 \cdot t_1} \\ \tau_4 &= \frac{M_t}{2 \cdot A_4 \cdot t_1}\end{aligned}$$

Tutti i valori ottenuti devono essere inferiori al valore massimo ammissibile; in caso contrario è necessario intervenire aumentando lo spessore della lamiera:

$$\tau_{amm} = 0,58 \cdot \sigma_{amm} = 0,58 \cdot \frac{R_p 0,2}{k}$$

Si fa comunque notare come la presenza del comparto per il carrello faccia notevolmente aumentare le tensioni tangenziali τ_2 in quella parte della semiala.

2.12.7.2.2 Calcolo della rigidezza torsionale delle quattro parti della semiala

Operando come nel caso precedente, e tenendo sempre presente l'ordine di grandezza dei risultati, si ha:

$$B_1 = B_3 = \frac{4 \cdot G \cdot A_i^2}{\frac{P_i}{t_1}}$$

Nota: come in precedenza A_i indica A_1 o A_3 , P_i indica P_1 o P_3 in relazione alla necessità di calcolare τ_1 o τ_2 .

$$\begin{aligned}B_2 &= \frac{4 \cdot G \cdot A_2^2}{\frac{P}{t_1}} \\ B_4 &= \frac{4 \cdot G \cdot A_4^2}{\frac{P}{t_1}}\end{aligned}$$

2.12.7.2.3 Calcolo dell'angolo di torsione dell'ala (tra estremità e radice)

Nel caso in esame, si avranno, per le quattro parti della semiala, le seguenti rotazioni (risultati restituiti in radianti):

$$\begin{aligned}\Delta\vartheta_1 = \Delta\vartheta_3 &= \frac{M_t}{B_1} \cdot b_1 \\ \Delta\vartheta_2 &= \frac{M_t}{B_2} \cdot b_2 \\ \Delta\vartheta_4 &= \frac{M_t}{B_4} \cdot b_4\end{aligned}$$

Complessivamente la semiala è sottoposta ad un angolo di torsione (tra estremità e radice) pari alla somma dei 4 angoli parziali sopra calcolati:

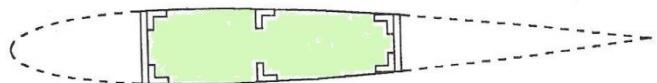
Ci si può attendere che la presenza del vano carrello indebolisca eccessivamente la struttura, e quindi occorra aumentare la rigidezza torsionale (B_2) della parte dell'ala interessata dal vano carrello. Per far ciò occorre, ad esempio, aumentare lo spessore della lamiera t_2 ovvero utilizzare un materiale con un più elevato valore del modulo di elasticità trasversale (scelta meno razionale).

2.12.8 Ala bi-longherone e discretizzazione di una struttura a guscio (cenni)

Nella sezione di un'ala bilongherone si distinguono un longherone anteriore ed uno posteriore che insieme al rivestimento, irrigidito da una serie di correnti longitudinali, costituiscono il cosiddetto "cassone alare", ovvero una struttura "tubolare" molto rigida sia alla flessione che alla torsione.

Tale struttura viene comunemente definita "a guscio".

Si può ritenere che i due longheroni, nello specifico le loro anime, assorbano lo sforzo di taglio, mentre i correnti longitudinali integrano e/o sostituiscono le solette nell'assorbimento della flessione. Il momento torcente, infine, viene assorbito dalla struttura a cassone formata dalla parte di profilo compresa tra il rivestimento superiore e inferiore e le due anime dei longheroni.



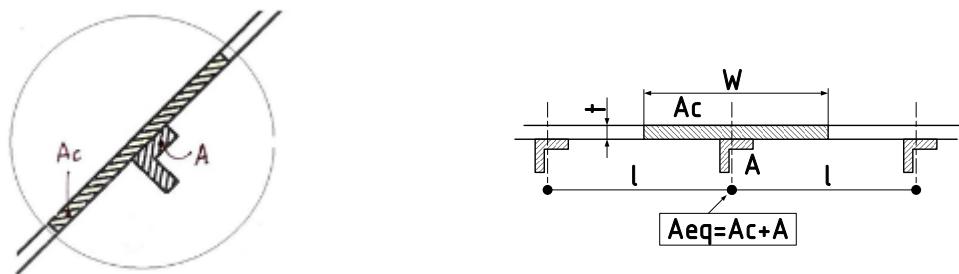
Le parti del profilo anteriore al longherone anteriore e quella posteriore a quello posteriore assumono solo funzione di forma e divengono importanti solo dal punto di vista aerodinamico.

Rispetto al precedente caso dell'ala monolongherone occorre procedere al dimensionamento dei correnti. In particolare, nel calcolo della loro sezione resistente, occorrerà tenere conto che una parte della lamiera di rivestimento, circostante il corrente, "collabora" all'assorbimento degli sforzi che, in volo dritto, saranno di compressione per i correnti superiori e di trazione per quelli inferiori.

L'area della sezione resistente vera e propria sarà, quindi, un'**area equivalente** data da:

$$A_{eq} = A + A_c$$

dove A è l'area della sezione del corrente e A_c è l'area collaborante dovuta alla parte di rivestimento che collabora con il corrente.



L'area collaborante si calcola con la formula

$$A_c = W \cdot t$$

dove t è lo spessore della lamiera e W è la lunghezza di lamiera collaborante che, a sua volta, assume un diverso valore a seconda che il corrente considerato sia compresso oppure teso. Infatti, mentre per i correnti tesi la lunghezza collaborante W è pari all'interasse tra i correnti ($W = l$), per quelli compresi, a causa dei problemi legati ai fenomeni di instabilità elastica, si ha:

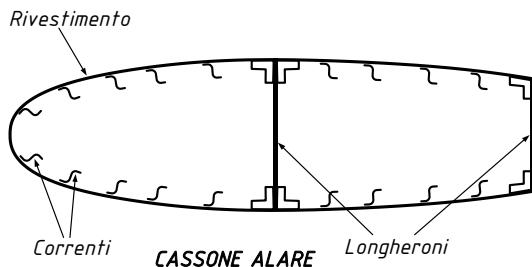
$$W = 1,90 \cdot t^2 \cdot \sqrt{\frac{E}{\sigma_c}}$$

in cui E è il modulo di elasticità longitudinale, σ_c è la tensione critica a compressione del corrente (come descritta al punto 2.13.4.1 a pag. 165). In definitiva si può scrivere:

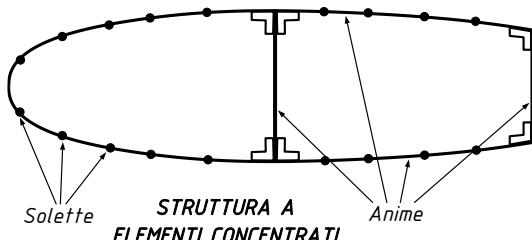
- $A_{eq} = A + A_c = A + t \cdot W$ se i correnti sono tesi
- $A_{eq} = A + A_c = A + 1,90 \cdot t^2 \cdot \sqrt{\frac{E}{\sigma_c}}$ se i correnti sono compressi

Dal punto di vista del calcolo, per semplificare la trattazione, conviene introdurre un modello, detto **ad elementi concentrati** che si ottiene discretizzando la struttura reale "a guscio", a sforzi distribuiti, in una struttura ad elementi concentrati, ottenuta sostituendo ad ogni elemento dell'ala (corrente + lamiera collaborante, solette dei longheroni, ...) la relativa area equivalente concentrata nel rispettivo baricentro.

In quest'ottica, la struttura può essere rappresentata come segue:



Da cui, schematizzando:



Le anime simulano il comportamento del rivestimento e del longherone nell'assorbimento del taglio e della torsione, mentre le solette simulano il comportamento dei correnti, dei longheroni e del rivestimento nell'assorbimento degli sforzi assiali.

Tale idealizzazione è possibile nell'ipotesi in cui si può considerare costante il flusso di taglio all'interno di una singola anima, ipotesi che, per una distribuzione di correnti normalmente adoperata, è verificata.

Come precedentemente affermato, aver ridotto longherone e rivestimento ad elementi senza spessore, impone che l'effetto di questi ultimi nell'assorbimento degli sforzi normali sia incluso nell'azione delle solette: pertanto l'area di quest'ultime sarà quella propria dei correnti e delle solette del longherone più l'aliquota relativa all'area collaborante calcolata con le modalità di cui sopra. Tale aliquota è chiaramente funzione del carico applicato: all'aumentare di quest'ultimo, aumenterà l'area collaborante del pannello di rivestimento e dell'anima del longherone. Ne deriva che, a seconda delle condizioni di carico, una stessa struttura potrà avere modelli ad elementi concentrati differenti.

La determinazione di un modello ad elementi concentrati di una struttura, in genere, esula dalle competenze specifiche dei corsi svolti nelle scuole superiori di secondo grado, pertanto si rimanda per ulteriori approfondimenti a testi universitari specializzati, non prima però di aver ricordato che la procedura esposta è valida nel caso di cassoni alari bilongheroni, monocella non rastremati.

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

La presenza di più longheroni, che necessariamente dividono la struttura in più celle, e la rastremazione complicano notevolmente tutta la trattazione.

2.13 CALCOLO DELLE STRUTTURE

Prof. Ing. PAOLO SANTINI: "Manuale di Tecnica Aeronautica" (2^a Ed.), Ed. Cremonese, 1971

ATTENZIONE: Il testo originario utilizza le unità di misura del sistema pratico (forze in kilogrammi, lunghezze in cm e superfici in cm²). Le conversioni sono state fatte con la massima attenzione ma non si possono escludere errori di battitura.

2.13.1 Generalità

2.13.1.1 Funzionalità delle strutture

Le strutture aeronautiche comprendono quelle delle superfici portanti (ali) e di governo (comandi e impennaggi) e le strutture di fusoliera. Queste strutture offrono, per la particolare natura, notevoli problemi di calcolo e di progetto.

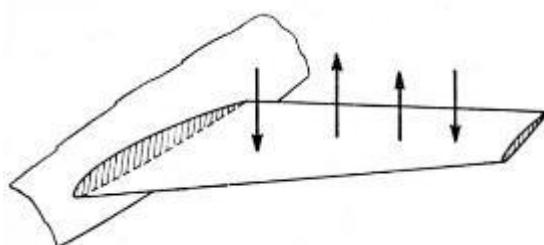


Fig. 1

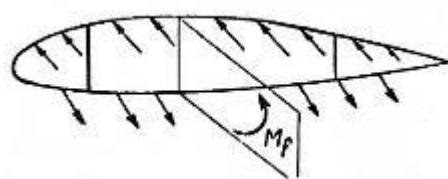


Fig. 2

Le strutture suddette nascono dalla necessità di dotare gli organi accennati della «robustezza» richiesta; tuttavia è molto importante anche la loro rigidezza, perché le deformazioni condizionano le forze aerodinamiche, e possono quindi rivelarsi pericolose per l'equilibrio e la stabilità.

Le forze agenti su una superficie alare (figura 1) sollecitano una sezione a sforzi normali al piano e a sforzi nel piano (v. anche in seguito). Gli sforzi normali al piano si riducono a un momento flettente M_f ; quindi gli sforzi normali debbono equivalere al momento M_f (figura 2). Il compito di sviluppare tali sforzi è devoluto a elementi longitudinali, in genere profilati, che sono appunto destinati a resistere a sforzo normale.

La figura 3 mostra alcuni tipi di corrente longitudinale. Di questi correnti interessa considerare la sezione normale (A) e il momento d'inerzia rispetto all'asse baricentrico. In genere le dimensioni del corrente sono piccole in confronto a quelle generali della sezione; pertanto essi possono considerarsi come punti materiali situati alla periferia della sezione.

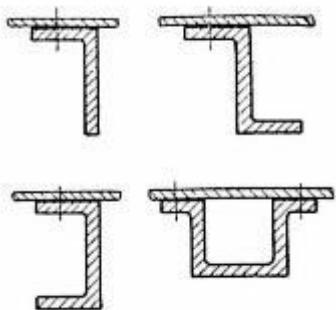


Fig. 3

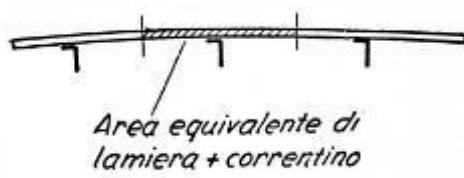


Fig. 4

Le forze nel piano si riducono a una forza verticale, a cui debbono equivalere le sollecitazioni di taglio nelle lamiere. Pertanto occorre intanto disporre elementi verticali (longheroni), che sono

vere e proprie travi, dotate a loro volta di correnti di sezioni notevolmente maggiori di quelle del rivestimento (solette) e di «anime» (destinate ad assorbire il taglio verticale).

Occorre pure predisporre lamiere orizzontali per aumentare in modo decisivo la rigidezza torsionale. Con opportune precauzioni il materiale del rivestimento può contribuire alla robustezza e rigidezza flessionale della struttura (per il calcolo, si suppone di concentrare nel corrente la sezione di lamiera compresa tra due interassi) (figura 4).

Va notato che i suddetti elementi (correnti e lamiere) sono in genere a sezione variabile, perché anche gli sforzi sono variabili. Per i correnti si usa di solito una fresatura continua; gli spessori delle lamiere vengono invece fatti variare a scatti. Secondo tecniche diffuse recentemente, si fresano in maniera continua anche le lamiere di rivestimento. Inoltre, per ridurre i collegamenti, si possono addirittura ricavare per fresatura continua su fesse multiple le intere sezioni resistenti.

Il terzo elemento fondamentale delle strutture aeronautiche è costituito dai "diaframmi" che hanno l'ufficio di collegare gli elementi longitudinali, e di ripartire tra di essi gli sforzi. Per le ali, tali elementi prendono il nome di «centine», per le fusoliere di "ordinate". Le centine sono costituite come indica la figura 5, cioè da un'anima centrale con fori di alleggerimento, e da elementi resistenti a sforzo normale (corrente di centina) costituiti da profilati. Di solito le centine risultano intagliate in corrispondenza del passaggio dei correntini del rivestimento, allo scopo di sfruttare al massimo l'altezza del profilo alare; così pure si costruiscono in più pezzi per facilitare il passaggio dei longheroni.

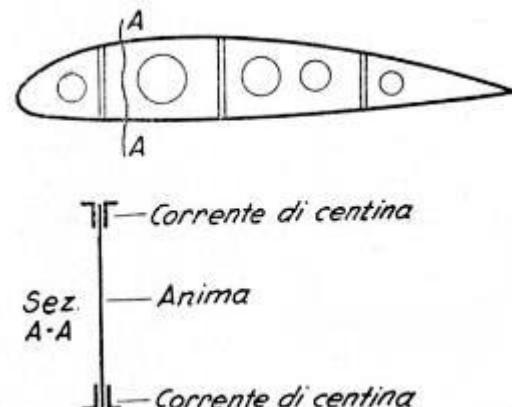


Fig. 5

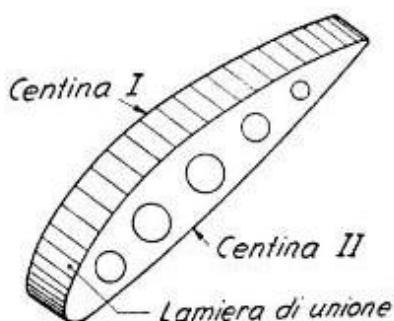


Fig. 6

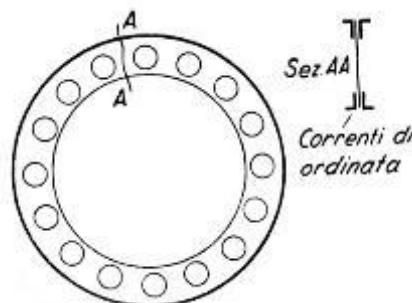


Fig. 7

In corrispondenza degli attacchi dei motori, serbatoi, ecc., si dispongono centine doppie o a scatola, di notevole rigidezza torsionale propria (figura 6). Le ordinate sono costituite in modo analogo alle centine, ma naturalmente pressoché vuote internamente (figura 7).

Anche per le fusoliere nei punti particolarmente sollecitati, occorre disporre ordinate di forza. Le figure 8 e 9 mostrano una vista d'insieme delle strutture aeronautiche ora descritte.

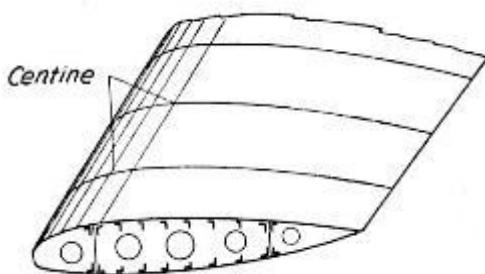


Fig. 8

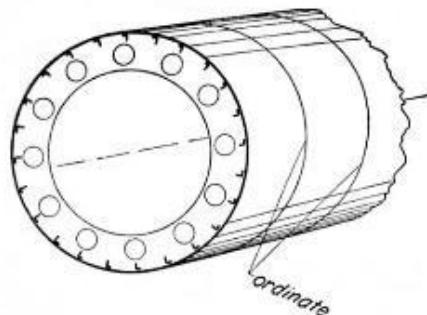


Fig. 9

2.13.1.2 Richiami di geometria delle masse

Si consideri un sistema di punti P_i ($i = 1, 2, \dots, N$) in ciascuno dei quali sia concentrata un'area A_i . La posizione del baricentro del sistema (figura 10) si ottiene:

- istituendo, un sistema di assi x, y arbitrari nel piano
- valutando le coordinate (x_i, y_i) dei singoli punti rispetto al sistema prefissato
- calcolando le coordinate (x_G, y_G) del baricentro del sistema mediante le formule:

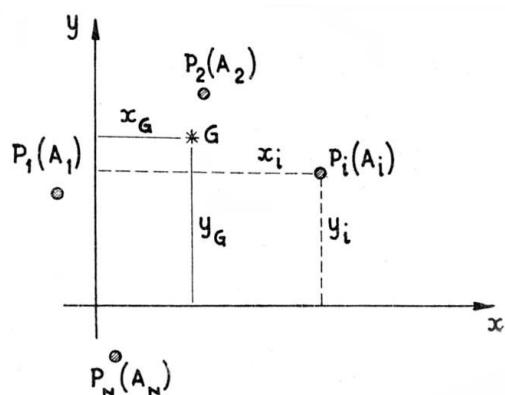


Fig. 10

$$x_G = \frac{\sum_{i=1}^N A_i x_i}{\sum_{i=1}^N A_i} \quad (1)$$

$$y_G = \frac{\sum_{i=1}^N A_i y_i}{\sum_{i=1}^N A_i}$$

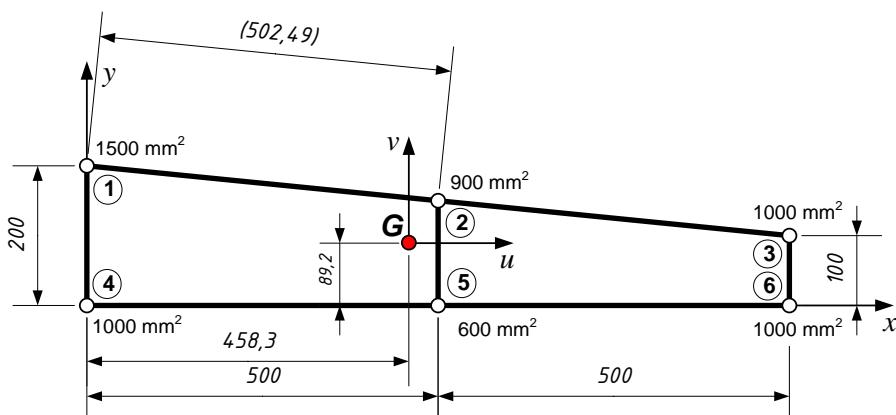


Fig. 11

Così, ad esempio, nella figura 11, se si numerano i punti come indicato (a fianco di ciascuna è indicata l'area in esso concentrata) si possono disporre i calcoli nella tabella seguente:

Tabella I: Calcolo del baricentro di un sistema di aree

i	A_i [mm ²]	x_i [mm]	y_i [mm]	$A_i x_i$ [mm ³]	$A_i y_i$ [mm ³]
1	1500	0	200	0	300000
2	900	500	150	450000	135000
3	1000	1000	100	1000000	100000

Tabella I: Calcolo del baricentro di un sistema di aree					
<i>i</i>	A_i [mm ²]	x_i [mm]	y_i [mm]	$A_i x_i$ [mm ³]	$A_i y_i$ [mm ³]
4	1000	0	0	0	0
5	600	500	0	300000	0
6	1000	1000	0	1000000	0
Σ	6000	-	-	2750000	535000

dalla (1) si ha:

$$x_G = \frac{2750}{60} = 45,83 \text{ cm} \quad y_G = \frac{535}{60} = 8,92 \text{ cm} \quad (\text{Baricentro della sezione, punto "G" in fig. 11})$$

Si chiama "momento d'inerzia" del sistema di punti considerati rispetto ad una retta u la quantità:

$$J_u = \sum_{i=1}^N A_i v_i^2$$

essendo v la distanza di P_i dalla retta u (figura 12). Si chiama invece "momento d'inerzia misto" rispetto a due rette orientate u e v , la quantità:

$$J_{uv} = \sum_{i=1}^N A_i u_i v_i$$

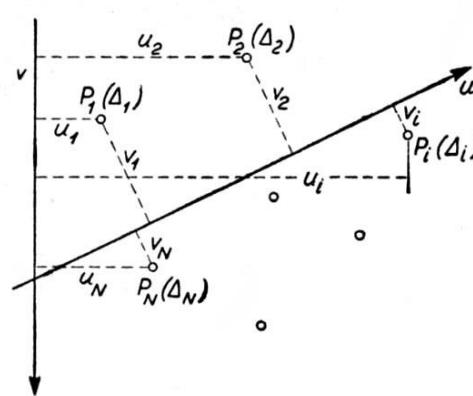


Fig. 12

Nella valutazione di J_u non hanno importanza i segni di v , perché v_2 è sempre positivo e quindi

$J_u > 0$. Invece per J_{uv} occorre prendere con segno positivo le u_i e le v_i giacenti dalla parte positiva delle rette orientate v e u ; quindi u_i , v_i possono essere positivi o negativi, o nulli, e così pure può essere J_{uv} .

Così, ad esempio, volendo valutare i momenti d'inerzia del sistema della fig. 11 rispetto ai due assi baricentrici u e v si ha la seguente

Tabella II: Calcolo dei momenti d'inerzia baricentrici						
<i>i</i>	A_i [mm ²]	$u_i = x_i - x_G$ [mm]	$v_i = y_i - y_G$ [mm]	$A_i u_i^2$ [mm ⁴]	$A_i v_i^2$ [mm ⁴]	$A_i u_i v_i$ [mm ⁴]
1	1500	- 458,3	110,8	315060000	18414000	- 7617,0000
2	900	41,7	6,08	1570000	3326000	228,2000
3	1000	541,7	1,08	293400000	117000	585,0000
4	1000	- 458,3	- 8,92	210030000	7957000	40880000
5	600	41,7	- 8,92	1040000	4774000	- 2232000
6	1000	54,17	- 8,92	293400000	7957000	- 48320000
Σ	6000			1114500000	42545000	- 7710000

Si ha quindi:

$$J_u = 42545000 \text{ mm}^4 \quad J_v = 1114500000 \text{ mm}^4 \quad J_{uv} = -77710000 \text{ mm}^4$$

Se si fosse cambiata orientazione a uno degli assi u , v , J_u e J_v sarebbero rimasti invariati, mentre J_{uv} avrebbe cambiato segno.

Se l'asse x , rispetto a cui si calcola il momento d'inerzia, non è baricentrico, si deve:

- valutare il momento d'inerzia rispetto all'asse baricentrico parallelo (in questo caso, u)
- calcolare la distanza d delle due rette
- calcolare il momento I_x , dalla formula di Huygens:

$$J_x = J_u + d^2 \sum A_i$$

Così, ad esempio nella figura 12, volendo i momenti d'inerzia rispetto agli assi x e y si ha:

$$J_x = 4254,5 + 8,92^2 \times 60 = 9028,5 \text{ cm}^4 = 90285000 \text{ mm}^4$$

$$J_y = 111450 + 45,83^2 \times 60 = 237473 \text{ cm}^4 = 2374730000 \text{ mm}^4$$

2.13.2 Sollecitazioni in una sezione alare

2.13.2.1 Definizioni e concetti di base

Si considerano carichi puramente verticali (derivanti dalla portanza, dalle forze d'inerzia, ecc.) calcolabili coi metodi dell'aerodinamica e della meccanica del volo. Le forze orizzontali sono in genere piccole e agiscono nel piano alare, dove la struttura è estremamente rigida e robusta e non destano quindi preoccupazione.

Dicesi "**risultante dei carichi rispetto ad una sezione di ascissa x** " la risultante vettoriale dei carichi agenti tra la sezione e l'estremo libero (figura 13) ottenibile con le ordinarie regole della composizione delle forze parallele.

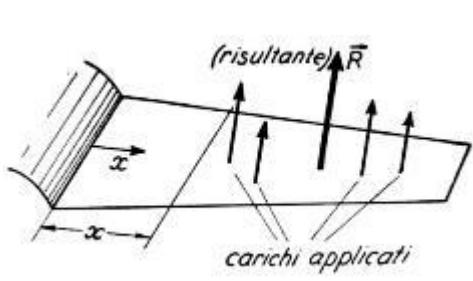


Fig. 13

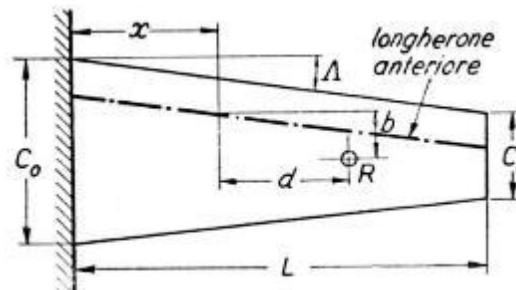


Fig. 14

NOTA: la risultante R di figura 13 **DEVE** tenere conto del peso dell'ala (Q_{ala}) e del peso di gondole o altri carichi concentrati

La figura 14 mostra la situazione sulla pianta alare (definita dalle corde di estremità c_0 e c_1 , dall'angolo di freccia A e dallo sbalzo L). La risultante \vec{R} è individuata dai tre parametri:

- La forza di taglio risultante:

$$T = R \quad (1)$$

Ove

$$R = P - n Q_{ala}$$

- Momento flettente (momento di \vec{R} rispetto alla sezione):

$$M_f = R \cdot d \quad (2)$$

- Momento torcente (momento della risultante rispetto ad un punto di riferimento della sezione: ad esempio la traccia del longherone anteriore):

$$M_t = R \cdot b \quad (3)$$

(con il senso positivo indicato in figura 15).

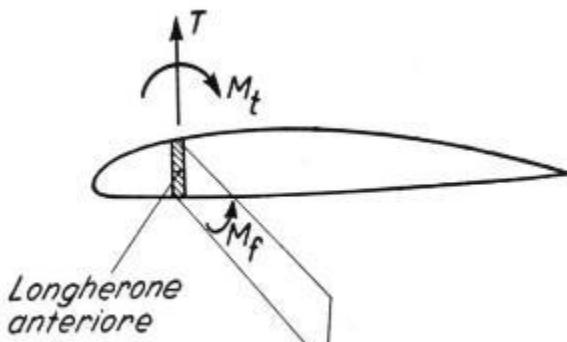


Fig. 15

longherone stesso), si ha:

- per $x \leq x'$
- $$T = P - n Q_{ala}$$
- $$M_f = P (x' - x)$$
- $$M_t = P [(x' - x) \tan \Lambda_1 + z'] \quad (4)$$

(con Λ_1 freccia del longherone anteriore, che può essere diversa da Λ).

- per $x \geq x'$
- $$T = 0$$
- $$M_f = 0 \quad (5)$$
- $$M_t = 0$$

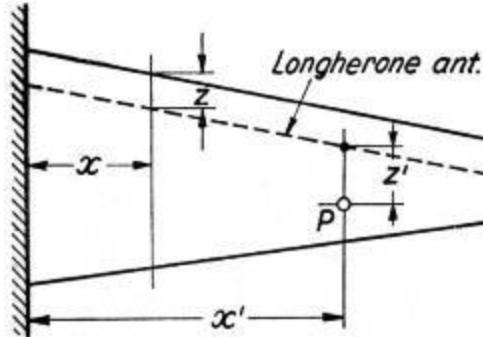


Fig. 16

- per $x \leq 10 m$
- $$T = 10000 N$$
- $$M_f = 10000 (10 - x) N m$$
- $$M_t = 10000 [(10 - x) \tan 30^\circ + 1]$$

Da cui

$$T = 10000 N$$

$$M_f = 100000 N m$$

$$M_t = 68000 N m$$

Per ogni sezione a destra della sezione $x = 10 m$ si avrebbe: $T = 0 N$, $M_f = 0 N m$, $M_t = 0 N m$.

Se il carico fosse applicato anteriormente al longherone, si sarebbe avuto $z' = -1 m$ e quindi (restando invariati T e M_f):

$$M_t = 10000 [(10 - x) \tan 30^\circ - 1]$$

I valori di T , M_f e M_t dipendono naturalmente dalle condizioni di carico. I casi più interessanti sono quelli del carico concentrato P situato all'ascissa x' e quelli del carico uniformemente distribuito in pianta q (espresso in $[N/m^2]$).

Nel caso di **carico concentrato** (figura 16) detta z' la distanza del punto di applicazione del carico dal longherone anteriore (che è negativa se il punto di applicazione è posto davanti al

longherone stesso): così, ad esempio, se si avesse un carico di 10000 N situato ad 1 m dietro il longherone anteriore (con angolo di freccia $\Lambda_1=30^\circ$), applicato all'ascissa $x' = 10 m$, e alla distanza $z'=1 m$ (di fronte al longherone) si avrebbe:

e, per $x=0\text{ m}$:

$$Mt = 48000 \text{ N m}$$

Nel caso di **carico uniformemente ripartito** si hanno le seguenti caratteristiche all'ascissa x :

$$\begin{aligned} T(x) &= q \left[c_0(L-x) + (c_1 - c_0) \frac{L^2 - x^2}{2L} \right] \\ M_f(x) &= q(L-x) \left[\frac{c_0(L-x)}{2} + \frac{(c_1 - c_0)(2L^2 - Lx - x^2)}{6L} \right] \quad (6) \\ M_f(x) &= T(x) \left[d \tan \Lambda + \frac{c_d}{2} - z \right] \\ \text{con} \quad d &= (L-x) \frac{2c_1 + c_0 + (c_1 - c_0) \frac{x}{L}}{3 \left[c_1 + c_0 + (c_1 - c_0) \frac{x}{L} \right]} \\ c_d &= c_1 + (c_1 - c_0) \frac{x+d}{L} \end{aligned}$$

In cui z è la distanza del longherone anteriore dal bordo d'attacco all'ascissa x .

Nel caso generale di carico comunque distribuito occorre:

- suddividere la parte di ala a destra della sezione che si considera in piccoli elementi ΔS_i (figura 17);
- per ogni elemento moltiplicare il carico unitario q_i (espresso in N/m^2) per ΔS_i (espresso in m^2) e rilevare le distanze b_i e d_i (espresso in m);
- si ha allora:

$$T(x) = \sum q_i \Delta S_i$$

$$M_f = \sum q_i d_i \Delta S_i$$

$$M_t = \sum q_i b_i \Delta S_i$$

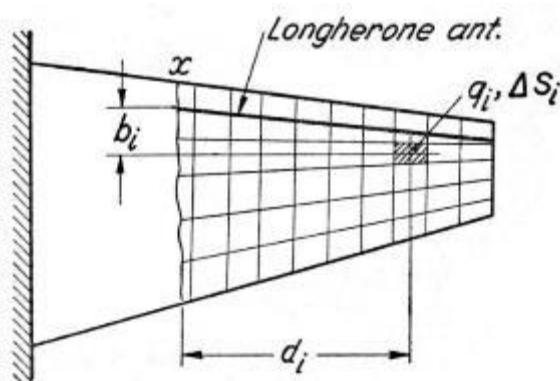
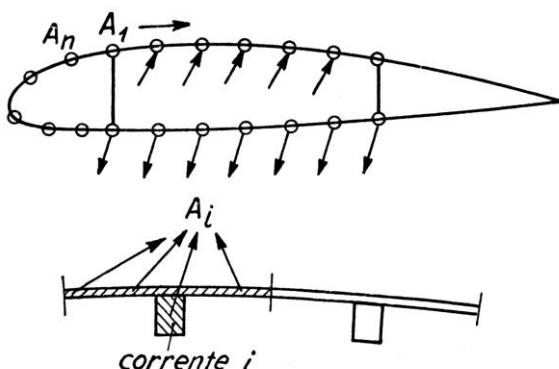


Fig. 17

2.13.2.2 Sforzi dovuti alla flessione

Si considera, in questo paragrafo, una tipica sezione di una struttura alare metallica (figura 18). Se l'allungamento alare non è troppo basso, si può considerare tale struttura come una trave elastica, non dotata, in genere, di assi di simmetria.

Il momento flettente M_f (valutato come indicato al paragrafo precedente) è assorbito sotto forma di sforzo normale dei correnti: in generale in senso di M_f è tale da comprimere i correnti nella zona superiore e da tendere quelli della zona inferiore.



Figg. 18 -19

In generale si può supporre di concentrare la sezione di lamiera di rivestimento compresa in un passo (figura 19) nel corrente situato al centro del passo, con le avvertenze che saranno date in seguito.

In tal modo la sezione resistente a flessione è schematizzata da N aree puntiformi: A_1, A_2, \dots, A_N .

Per determinare gli sforzi normali nei correnti, noto M_f , occorre:

- Determinare il baricentro G delle sezioni dei correnti;
- Tracciare i due assi orizzontali (u) e verticale (v) passanti per G ;
- Determinare i momenti d'inerzia J_u, J_v, J_{uv} espressi in mm^4 ;
- Calcolare le costanti:

$$k_{uv} = \frac{J_{uv}}{J_u J_v - J_{uv}^2} \quad k_v = \frac{J_v}{J_u J_v - J_{uv}^2} \quad (7)$$

- Valutare le coordinate dei singoli punti P_i rispetto al sistema u, v e per ognuno le quantità:

$$\psi_i = -v_i k_v + u_i k_{uv} \quad (8)$$

- La sollecitazione unitaria nei correnti (N/mm^2) si trova con la

$$\sigma_i = 1000 M_f \psi_i \quad (9)$$

con il momento flettente espresso in Nm .

Si consideri, ad esempio, ancora la sezione rappresentata in fig. I-11 e la si supponga soggetta ad un momento di $M_f = 10000 Nm$. Poiché:

$$J_u = 42545000 mm^4 \quad J_v = 1114500000 mm^4 \quad J_{uv} = -77710000 mm^4$$

si ha:

$$k_{uv} = \frac{-77710000}{42545000 \times 1114500000 - (-77710000)^2} = -1,878 \cdot 10^{-9} mm^{-4}$$

$$k_v = \frac{1114500000}{42545000 \times 1114500000 - (-77710000)^2} = -2,6935 \cdot 10^{-8} mm^{-4}$$

E quindi, per i vari correnti, coi valori di u e v (coordinate dei singoli correnti rispetto al baricentro della sezione, riportata in fig. 11) e ricordando che $\sigma_i = 1000 \times M_f \times \psi_i$ di tabella III:

Tabella III: Sforzi di flessione

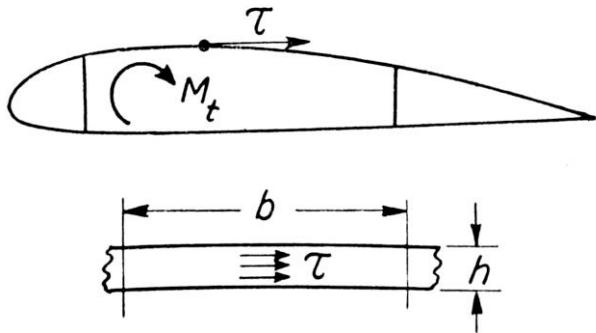
<i>I</i>	<i>u</i> [mm]	<i>v</i> [mm]	- <i>v_i k_v</i> [mm ⁻³]	- <i>u_i k_{uv}</i> [mm ⁻³]	<i>ψ_i</i> [mm ⁻³]	<i>σ_i</i> [N/mm ²]
1	-458,3	110,8	-2,984·10 ⁻⁶	8,607·10 ⁻⁷	-2,124·10 ⁻⁶	-21,24
2	41,7	60,8	-1,638·10 ⁻⁶	-7,832·10 ⁻⁸	-1,716·10 ⁻⁶	-17,16
3	541,7	10,8	-2,909·10 ⁻⁷	-1,017·10 ⁻⁶	-1,308·10 ⁻⁶	-13,08
4	-458,3	-89,2	2,403·10 ⁻⁶	8,607·10 ⁻⁷	3,263·10 ⁻⁶	32,63
5	41,7	-89,2	2,403·10 ⁻⁶	-7,832·10 ⁻⁸	2,324·10 ⁻⁶	23,24
6	541,7	-89,2	2,403·10 ⁻⁶	-1,017·10 ⁻⁶	1,385·10 ⁻⁶	13,85

I segni meno davanti alle σ_i dei correnti 1, 2 e 3 indicano che i correnti in esame sono compressi.
 Si noti l'importanza dei termini u_i, k_{uv} (che esprimono la deviazione dalla normale teoria della flessione retta).

2.13.2.3 Sforzi dovuti alla torsione

Si considera una sezione alare soggetta a un momento torcente M_t (figura 20). A tale momento dovranno equivalere gli sforzi tangenziali agenti sulle lamiere, ossia su:

- a) Le lamiere del rivestimento;
- b) Le anime dei longheroni;
- c) Gli eventuali setti verticali.



La sollecitazione tangenziale τ equivale, su di una lamiera di spessore h e di lunghezza b (figura 21), ad uno sforzo totale $\tau \cdot h \cdot b$; lo sforzo per unità di lunghezza è allora:

$$\frac{\tau h b}{b} = \tau h = q \quad (10)$$

q prende il nome di **flusso di taglio**. Quando questo sia noto, la sollecitazione unitaria di ottiene dividendolo per lo spessore h .

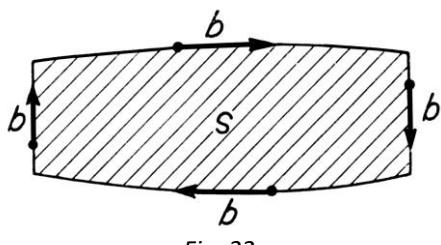


Fig. 22

Se il circuito su cui agisce il momento torcente M_t abbraccia l'area S (figura 22) il flusso di taglio vale:

$$q = \frac{1000 M_t}{2 S} \quad (11)$$

M_t è espresso in Nm, S in mm² e quindi q risulta espresso in N/mm.

Così, ad esempio, si consideri la figura 23, con le dimensioni e gli spessori indicati.

Poiché $S = 1000 \times \frac{200+100}{2} = 150000 \text{ mm}^2$, se il momento agente è $M_t = 30000 \text{ Nm}$ si ha:

$$q = \frac{1000 \times 30000}{2 \times 150000} = 100 \text{ N/mm}$$

Dividendo allora q per i vari spessori, si hanno le sollecitazioni unitarie indicate vicino a ciascun pannello di lamiera. Si noti che, mentre τ è lo stesso per tutti i pannelli, non così è q , a causa della diversità degli spessori.

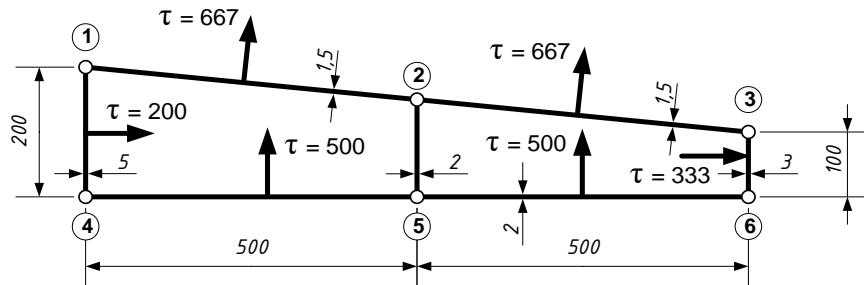


Fig. 23

Se il circuito presenta un setto verticale, si ha un flusso di taglio q_1 nel circuito anteriore, un flusso q_2 nel circuito posteriore ed un flusso $(q_1 - q_2)$ nel setto verticale. Per calcolare q_1 e q_2 occorre (figura 24):

- Valutare le aree S_1 ed S_2 dei due circuiti;
- Calcolare, per ogni pannello, il rapporto (che è un numero puro)

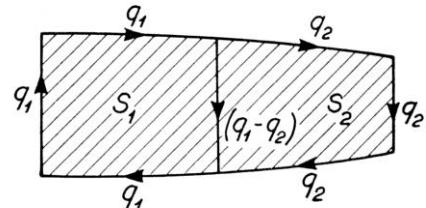


Fig. 24

$$\mu = \frac{\text{lunghezza}}{\text{spessore}} \quad (12)$$

- Calcolare la somma dei μ del circuito anteriore, che si chiamerà μ_1 ; la somma dei μ del circuito posteriore che si chiamerà μ_2 e la μ del setto verticale che si chiamerà μ_{12} ;
- Definire i rapporti

$$\begin{cases} d_1 = \frac{\mu_{12}}{\mu_2} & s_2 = \frac{\mu_{12}}{\mu_1} \\ k_1 = \frac{2 S_1}{\mu_1} & k_2 = \frac{2 S_2}{\mu_2} \end{cases} \quad (13)$$

Si ottiene così:

$$\begin{cases} q_1 = \frac{1000 M_t}{2} \frac{k_1 + s_2 k_2}{S_2(k_2 + k_1 d_1) + S_1(k_1 + k_2 d_2)} \\ q_2 = \frac{1000 M_t}{2} \frac{k_2 + k_1 d_1}{S_2(k_2 + k_1 d_1) + S_1(k_1 + k_2 d_2)} \end{cases} \quad (14)$$

Si consideri, ad esempio, la figura 25 (è la stessa della figura 23 ma con l'aggiunta di un setto centrale dello spessore di 2 mm):

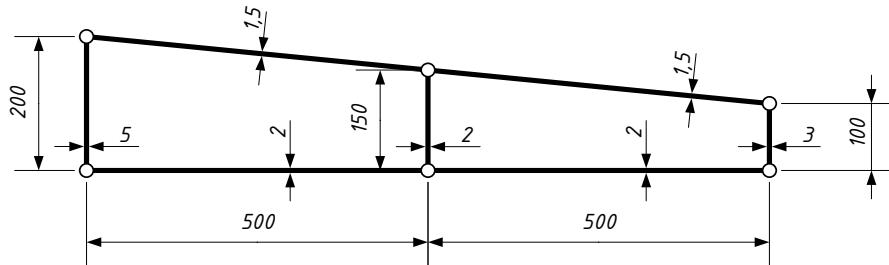


Fig. 25

a) Le aree sono: $S_1 = 87500 \text{ mm}^2$ $S_2 = 62500 \text{ mm}^2$

b) I rapporti μ valgono:

$$\mu_1 = \frac{200}{5} + \frac{502,5}{1,5} + \frac{150}{2} + \frac{500}{2} = 40 + 335 + 75 + 250 = 700$$

$$\mu_2 = \frac{502,5}{1,5} + \frac{100}{3} + \frac{500}{2} + \frac{150}{2} = 335 + 33 + 250 + 75 = 693$$

$$\mu_{12} = \frac{150}{2} = 75$$

c) I coefficienti d_1 e s_2 , k_1 e k_2 valgono:

$$\begin{cases} d_1 = \frac{75}{693} = 0,108 & s_2 = \frac{75}{700} = 0,107 \\ k_1 = \frac{2 \times 875}{700} = 2,5 & k_2 = \frac{2 \times 625}{693} = 1,8 \end{cases}$$

d) I flussi q_1 e q_2 sono:

$$q_1 = \frac{1000 \times 30000}{2} \frac{2,5 + 0,107 \times 1,8}{62500 (1,8 + 0,108 \times 2,5) + 87500 (2,5 + 0,107 \times 1,8)} \cong 111 \text{ N/mm}$$

$$q_2 = \frac{1000 \times 30000}{2} \frac{1,8 + 0,108 \times 2,5}{62500 (1,8 + 0,108 \times 2,5) + 87500 (2,5 + 0,107 \times 1,8)} \cong 85 \text{ N/mm}$$

Nel settore verticale si ha il flusso:

$$q_1 - q_2 = 26 \text{ N/mm}$$

Se si hanno due setti verticali (figura 26) occorre:

- Valutare le aree S_1 , S_2 e S_3 ;
- Calcolare per ogni pannello il rapporto $\mu = \frac{\text{lunghezza}}{\text{spessore}}$;
- Calcolare la somma dei μ del circuito 1 (che si chiamerà μ_1), del circuito 2 (che si chiamerà μ_2), del circuito 3 (che si chiamerà μ_3), quello dei setti verticali che si chiamerà μ_{12} e μ_{23} ;
- Calcolare i rapporti

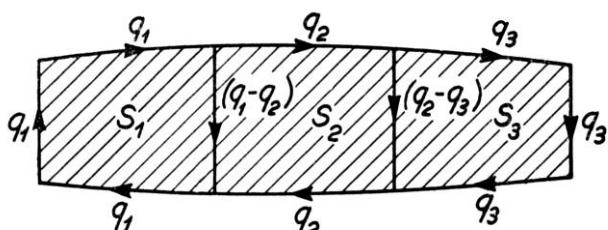


Fig. 26

e) I flussi di taglio q_1 , q_2 , q_3 valgono:

$$d_1 = \frac{\mu_{12}}{\mu_2} \quad s_2 = \frac{\mu_{12}}{\mu_1} \quad d_2 = \frac{\mu_{23}}{\mu_3} \quad s_3 = \frac{\mu_{23}}{\mu_2} \quad k_3 = \frac{2 S_3}{\mu_3} \quad (15)$$

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"

Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

$$\left\{ \begin{array}{l} q_1 = 1000 M_t \frac{k_1(1 - d_2 s_3) + s_2(k_2 + s_3 k_3)}{D} \\ q_2 = 1000 M_t \frac{k_1 d_1 + k_2 + k_3 d_3}{D} \\ q_3 = 1000 M_t \frac{k_3(1 - d_1 s_2) + d_2(k_2 + k_1 d_1)}{D} \end{array} \right. \quad (16)$$

$$\text{con } D = 2 S_1[k_1(1 - d_2 s_3) + s_2(k_2 + s_3 k_3)] + 2 S_2[k_1 d_1 + k_2 + k_3 s_3] + 2 S_3[k_3(1 - d_1 s_2) + d_2(k_2 + k_1 d_1)]$$

Si noti che il denominatore è comune ai tre valori e che quindi può essere calcolato una sola volta.

Nella figura 27, la struttura della figura 25 è stata completata da una lamiera circolare posteriore dello spessore di 1,5 mm; si ha quindi:

$$S_3 = \frac{\pi 100^2}{4} \times \frac{1}{2} \cong 3927 \text{ mm}^2 \quad \mu_{23} = \frac{100}{3} \cong 33 \quad \mu_3 = \frac{\pi 50}{1,5} + 33 \cong 138$$

ricordando che $\mu = \frac{\text{lunghezza}}{\text{spessore}}$ e avendo ancora i valori di μ_1 , μ_2 e μ_{12} calcolati nell'esempio precedente. Si ha quindi, oltre ai valori di d_1 , s_2 , k_1 e k_2 ,

$$d_2 = \frac{33}{138} = 0,239 \quad s_3 = \frac{33}{693} = 0,0476 \quad k_3 = \frac{2 \times 39,2}{242} = 0,324$$

Il denominatore (D) di q_1 , q_2 e q_3 vale, quindi, 733600.

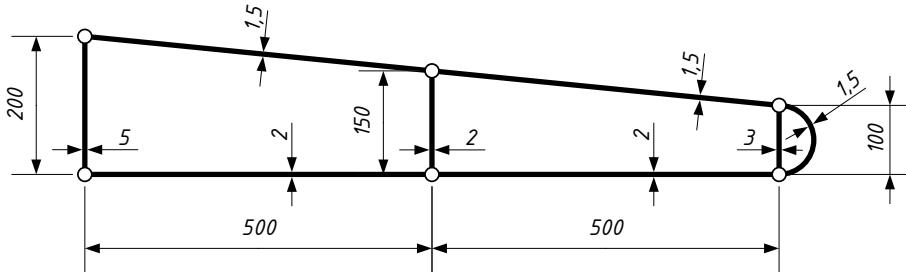


Fig. 27

Si ha, perciò:

$$q_1 = \frac{2,67}{733600} \times (1000 \times 30000) = 109 \text{ N/mm}$$

$$q_2 = \frac{2,09}{733600} \times (1000 \times 30000) = 85 \text{ N/mm}$$

$$q_{13} = \frac{0,815}{733600} \times (1000 \times 30000) = 33 \text{ N/mm}$$

Nei setti verticali:

$$q_{12} = 24 \text{ N/mm}$$

$$q_{23} = -52 \text{ N/mm}$$

2.13.2.4 Sforzi dovuti al taglio

Si considera ora la sezione soggetta a una forza verticale T , passante per il longherone anteriore x , e ad un momento torcente M_t . la distribuzione dei flussi di taglio deve equivalere settorialmente a T e M_t . la risoluzione esatta del problema è notevolmente complicata, richiedendo, in genere, la valutazione dell'interferenza flessione-torsione. Si indica, invece, un procedimento semplice e di adeguata precisione nella maggior parte dei casi.

Nel disegno di figura 28, si suppone il longherone anteriore situato alla sinistra del disegno. Per calcolare la distribuzione dei flussi di taglio occorre sovrapporre due distribuzioni particolari:

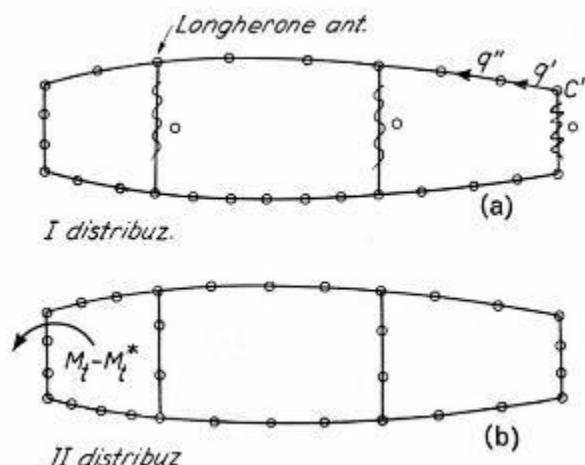


Fig. 28

- La **prima distribuzione** si ottiene supponendo i setti verticali tutti scarichi, meno l'anima del longherone anteriore. Si comincia allora a percorrere il contorno della sezione partendo dal vertice in alto a destra. Il flusso nel primo pannello (q' in fig. III-16) vale:

$$q' = A' \psi' T$$

Dove A' è l'area del corrente C' e ψ' è il valore di ψ per il corrente C' , valutato come detto in II.2.

Il flusso di taglio nel secondo pannello vale:

$$q'' = (A' \psi' + A'' \psi'') T$$

E così via. In altre parole, per ogni pannello, il flusso di taglio si ottiene moltiplicando T per il fattore $\sum A_i \psi_i$ dove la somma va estesa a tutti i correnti che precedono il pannello quando si percorre il contorno in verso **antiorario**. Come riprova dell'esattezza, terminato il giro, deve trovarsi zero per l'ultimo pannello verticale.

- Per ottenere la **seconda distribuzione** occorre:
 - Calcolare il momento dei flussi di taglio della prima distribuzione rispetto ad un punto del longherone anteriore (ad esempio il vertice superiore) che chiameremo M_{t1}^* ;
 - Se $M_{t1}^* = M_t$ la soluzione 1 è esatta; altrimenti occorre calcolare $\Delta M_t = M_{t1}^* - M_t$ (fig. 16a);
 - Occorre allora ripartire ΔM_t come indicato nel paragrafo "Sforzi dovuti alla torsione" e sommare i risultati a quelli della soluzione 1.

Si consideri ad esempio a sezione della fig. 13 riportata in figura 29 sottoposta ad una forza di taglio di 10000 N e ad un momento torcente di 10000 Nm.

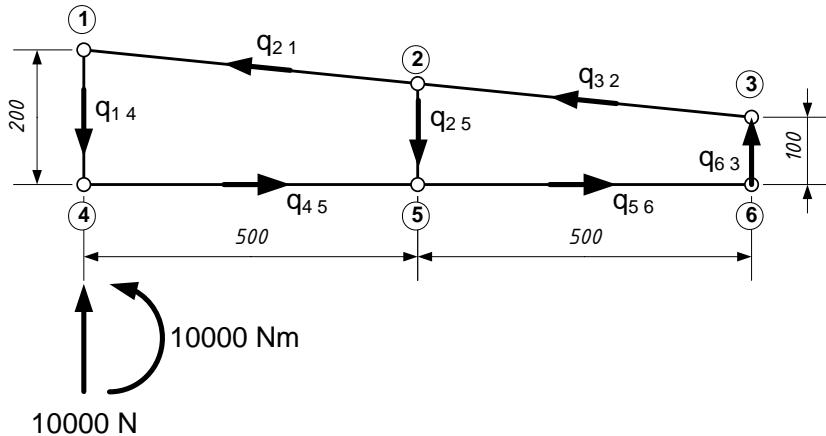


Fig. 29

Nella distribuzione 1 si ha $q_{25} = q_{63} = 0$. Per il calcolo degli altri flussi, inserendo i valori di A_i e ψ_i della tabella III, si hanno, partendo da destra in alto e procedendo in verso antiorario i valori di tabella IV.

Utilizzando i dati riportati in tabella IV, la distribuzione calcolata equivale, rispetto al punto 1, ad un momento:

$$M^* t = (q_{45} \times 500 + q_{56} \times 500) \times 200 = (q_{45} + q_{56}) \times 500 \times 200 = -41,50 \times 100000 \\ = -4155000 Nmm = -4155 Nm$$

Si ha perciò:

$$\Delta M_t = M_t - M^* t = 10000 - (-4155) = 14155 Nm$$

I cui effetti si calcolano come in II.3. Anzi, poiché i valori di q_1 e q_2 trovati si riferiscono ad un momento di 30000 Nm, basta, per ottenere i flussi della Dist. 2, alterare i valori di q , letti dopo la figura 25 ($q_1 = 111 N/mm$, $q_2 = 85 N/mm$, $q_1 - q_2 = 26 N/mm$), nella proporzione $\frac{14155}{30000} = 0,472$. Si ottengono così i valori di tabella IV (colonna "Dist. 2"); infine sommando i risultati i valori finali.

Tabella IV: Distribuzione degli sforzi di taglio							
i	ψ_i [mm $^{-3}$]	A_i [mm 2]	$\psi_i A_i$	$\sum \psi_i A_i$	Dist. 1	Dist. 2	Totali
3	$-1,308 \cdot 10^{-6}$	1000	-0,0013082	-0,0013082	$q_{32} = -13,08$	$q_{32} = 40,1$	27,04
2	$-1,716 \cdot 10^{-6}$	900	-0,0015444	-0,0028526	$q_{21} = -28,53$	$q_{21} = 52,4$	23,87
1	$-2,124 \cdot 10^{-6}$	1500	-0,0031855	-0,0060381	$q_{14} = -60,38$	$q_{14} = 52,4$	-7,99
4	$3,263 \cdot 10^{-6}$	1000	0,0032633	-0,0027748	$q_{45} = -27,75$	$q_{45} = 52,4$	24,64
5	$2,324 \cdot 10^{-6}$	600	0,0013946	-0,0013802	$q_{56} = -13,80$	$q_{56} = 40,1$	26,32
6	$1,385 \cdot 10^{-6}$	1000	0,0013852	0	$q_{63} = 0$	$q_{63} = 40,1$	40,12
					$q_{25} = 0$	$q_{25} = 12,3$	12,27

La verifica accennata è dunque tutta soddisfatta (Dist. 1).

2.13.3 Verifiche di stabilità - deformazioni

2.13.3.1 Verifiche nelle sezioni alari

Una volta calcolate le sollecitazioni unitarie, come detto nei paragrafi precedenti, occorre assicurarsi che tali sollecitazioni non eccedano limiti pericolosi.

Per quanto riguarda le zone tese, occorre semplicemente verificare che la sollecitazione unitaria non superi quella di sicurezza (rapporto tra il carico di rottura ed il coefficiente di sicurezza dettato dai regolamenti).

NB: La definizione di **sollecitazione di sicurezza** è obsoleta, non tiene conto degli sviluppi normativi nel frattempo avvenuti. Con le norme attuali (vedansi le definizioni di carico ultimo e carico limite fornite dalle varie CS) non si utilizza il carico di rottura ma quello di snervamento o $R_{p0,2}$.

Carichi di rottura di alcuni dei materiali aeronautici più interessanti	
Materiale	Carico di rottura [N/mm ²]
Acciaio al carbonio	330 ÷ 390
Acciaio normalizzato	570
Acciaio trattato termicamente	900 ÷ 1200
Acciaio inossidabile	450 ÷ 1100
17 ST (2017 T4)	330
24 ST (2024 T4)	370
Alclad	340
75 ST (7075 T6)	750 ÷ 800
Leghe di magnesio	250

Per le caratteristiche meccaniche dettagliate dei materiali di più comune impiego si veda nelle pagine seguenti. La tabella sopra riportata faceva parte del testo originario ed è riportata per completezza (notare le designazioni dei materiali obsolete). I carichi di rottura erano indicati in kg/cm² e sono stati trasformati, per uniformità, nel S.I. (1 N/mm² = 10 kg/cm²)

Per le zone compresse occorre invece verificare la stabilità dell'equilibrio elastico.

Nel caso di profilati (a Z, a C, a L) il fenomeno di instabilità può avvenire in due maniere distinte:

- a) Il caso della instabilità generale corrisponde alla inflessione del profilato nell'insieme. Per calcolarla bisogna:

1. Determinare il momento d'inerzia J della sezione;
2. Dividere J per l'area A , il tutto sotto radice; si ottiene $\rho = \sqrt{\frac{J}{A}}$ che rappresenta il *raggio d'inerzia*;
3. Valutare la lunghezza L tra due centine successive;
4. Calcolare il rapporto di snellezza

$$\lambda = \frac{L}{\rho} \cdot \frac{1}{\sqrt{c}}$$

ove il coefficiente c (che tiene conto del vincolo tra campata e campata) può essere assunto pari a 2;

5. Entrare col valore calcolato di λ , nella figure 30 (per l'acciaio) e 31 (per le leghe leggere) e verificare che il carico di sicurezza non sia superiore a quello critico

indicato sulle ordinate. C'è da rilevare che di curve del tipo indicato se ne ha una per ogni materiale.

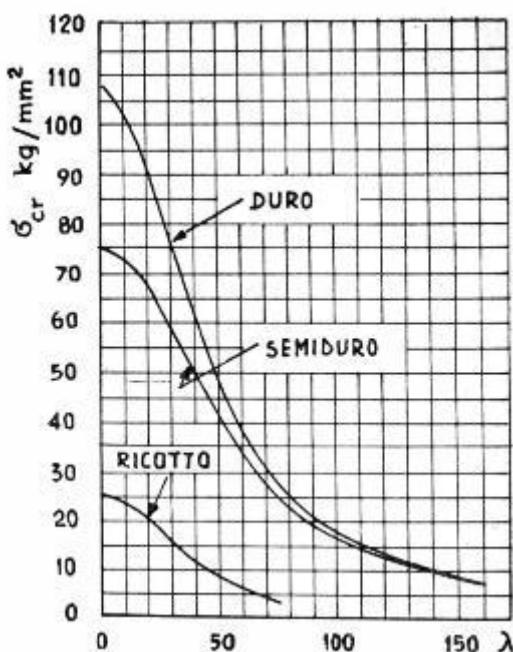


Fig. 30

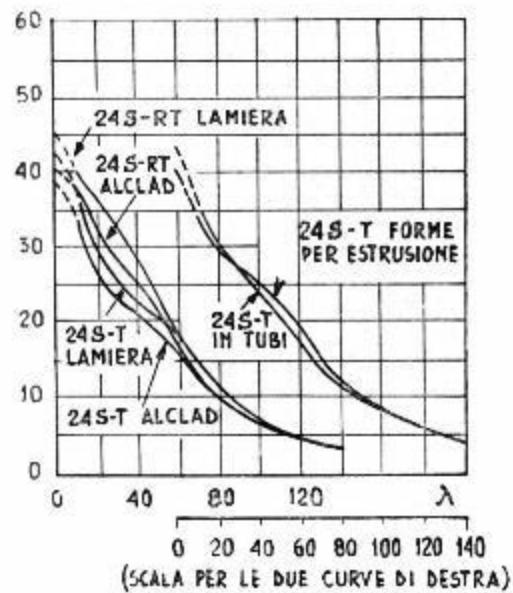


Fig. 31

- b) Il caso della instabilità locale corrisponde ad inflessione di una sola parte della struttura (es. le figure 32 e 33). In tal caso occorre:
1. Dividere la sezione in elementi rettilinei;
 2. Valutare la lunghezza effettiva b (o b^*) come indicato nella figura 34;
 3. Calcolare per ogni elemento il rapporto b^*/l (per elementi rettilinei che abbiano due estremi a contatto di altri elementi) o il rapporto b/l (per elementi che abbiano un estremo libero; dalle figure 32, 33 e 34 si ha allora σ_{cr});
 4. Calcolare la sollecitazione critica dell'intero profilato con la formula semi empirica:

$$\sigma_{cr} = \frac{\sum b t \sigma_{cr}}{\sum b t}$$

Essendo le sommatorie estese a tutti gli elementi.

In genere occorre calcolare ambedue i valori di σ_{cr} e assumere come carico critico effettivo il minimo dei due.

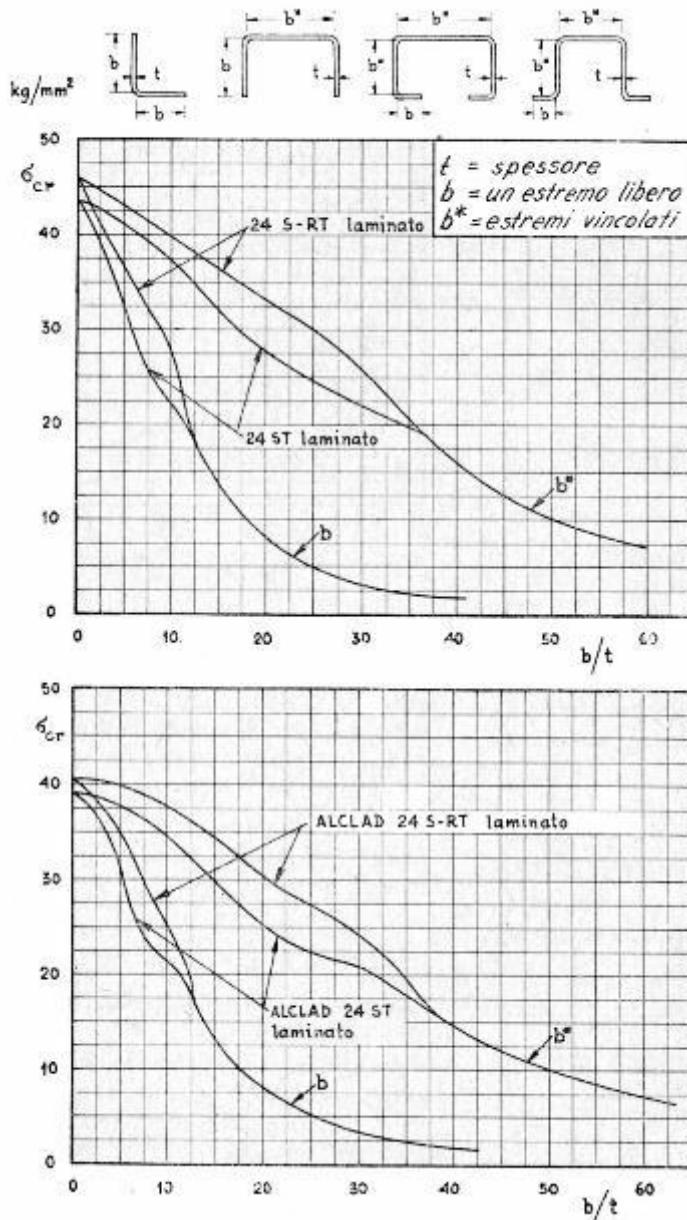


Fig. 32

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

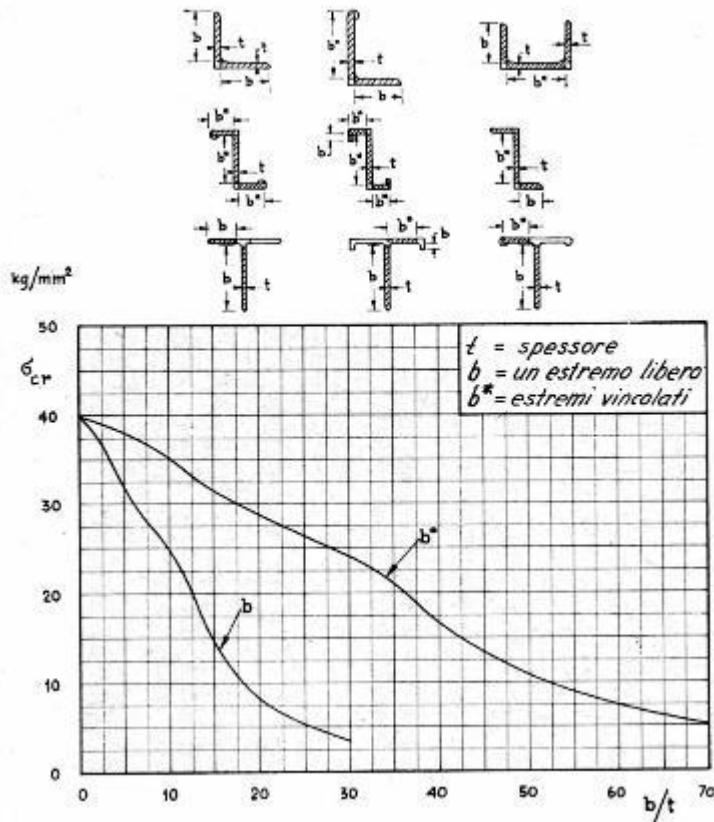


Fig. 33

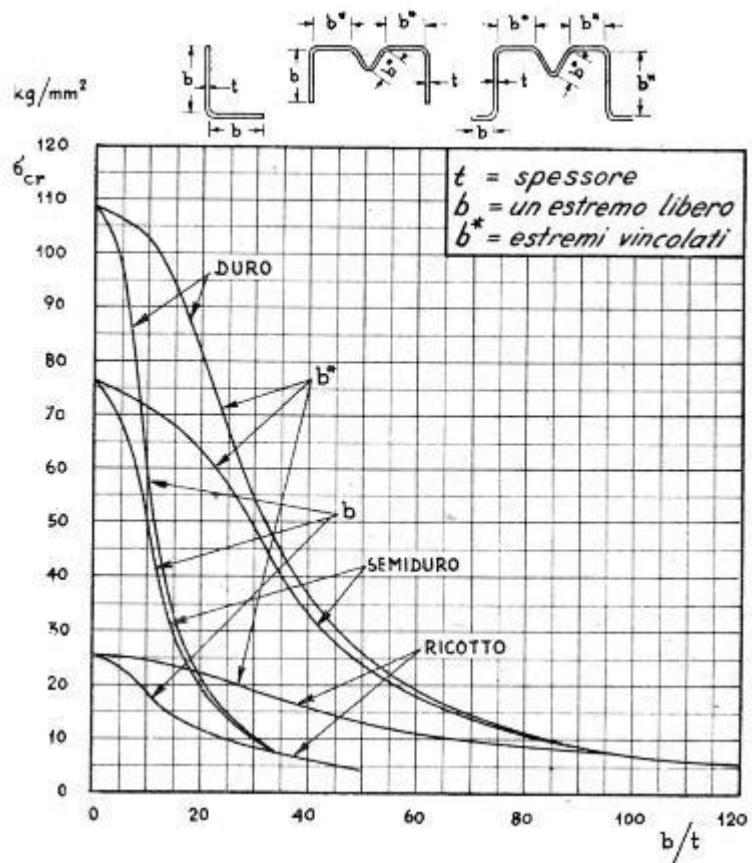


Fig. 34

2.13.3.2 Calcolo delle deformazioni

Nella tecnica aeronautica hanno scarsa importanza le deformazioni di flessione che hanno poca o nessuna influenza sulle forze aerodinamiche. Invece sono estremamente importanti le deformazioni di torsione (rotazioni). Si consideri (figura 35) un cilindro di lamiera, lungo L , alle estremità del quale agiscono due momenti torcenti uguali e opposti M_t . La sezione abbia area S , e sia costituita da archi di lamiera di spessore t_i e di lunghezza Δs_i (figura 36). Si calcola allora la quantità:

$$B = \frac{4 G S^2}{\sum \frac{\Delta s_i}{t_i}} \quad (17)$$

che è la "rigidezza torsionale" della struttura. Le sue dimensioni sono Nm^2 (o Nmm^2), G è il "modulo di elasticità trasversale" che, per le leghe leggere, vale circa $28000 N/mm^2$ e che, in ogni caso, è un dato caratteristico di ogni tipo di materiale. La rotazione tra due estremi del tronco vale:

$$\Delta\vartheta = \frac{M_t}{B} L \quad (18)$$

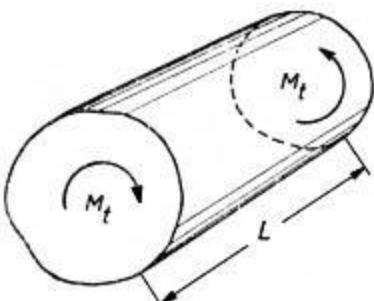


Fig. 35

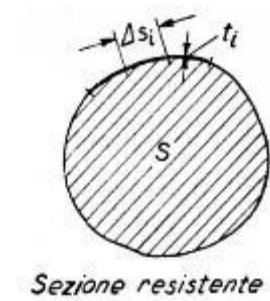


Fig. 36

Se delle due sezioni una rappresenta l'incastro in fusoliera e l'altra l'estremo libero, la precedente formula dà la rotazione complessiva dell'estremità alare e quindi l'eventuale influenza di forze aerodinamiche.

Nel caso di strutture a sezione variabile occorre:

- Suddividere l'ala in tronchi in cui si possa considerare $B = \text{costante}$;
- Per ogni tronco calcolare il $\Delta\vartheta$ mediante la (18);
- Sommare i risultati per ottenere la rotazione complessiva della sezione di estremità.

Ad esempio, nella sezione di figura 37 (tutte le sezioni in millimetri) risulta:

$$\sum \frac{\Delta s_i}{t_i} = \frac{180}{3} + \frac{750}{1} + \frac{180}{2} + \frac{750}{1} = 1650$$

E quindi:

$$B = \frac{4 \times 28000 \times (750 \times 180)^2}{1650} = 1240 \times 10^9 Nmm^2$$

Se quindi agli estremi del tronco agisce un momento torcente di $1000 kgm \approx 10000 Nm = 10000000 Nmm$, si ha:

$$\Delta\vartheta = \frac{10000000}{1240 \times 10^9} \times 4000 = 0,0322 rad \cong 1^\circ 50'$$

Occorre quindi verificare che rimanga entro i limiti stabiliti dagli appositi regolamenti.

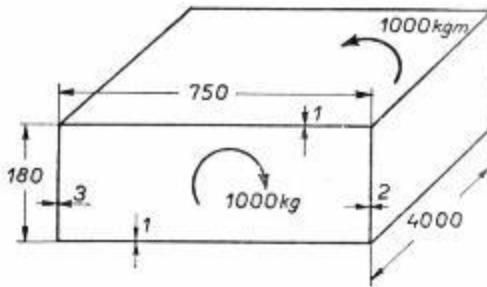


Fig. 37
NB: Attenzione alla conversione dei Momenti torcenti

2.13.4 Problemi vari

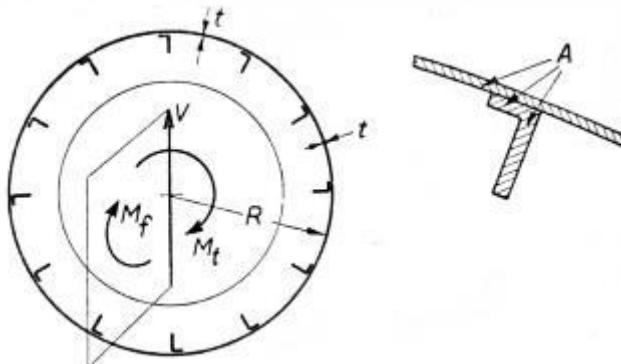
2.13.4.1 Strutture di fusoliera

Ci si riferisce al caso di sezioni circolari, con correnti longitudinali tutti uguali, posti a regolare distanza, sulla periferia della sezione (figure 38 e 39).

Si indica con:

- R il raggio della sezione
- t lo spessore della lamiera
- A la sezione normale di ciascun corrente
- n il numero dei correnti

Relativamente ad una sezione generica, la risultante dei carichi è composta, con i segni positivi della figura 38, di:



Figg. 38 e 39

- una forza di taglio V passante per il centro;
- un momento flettente M_f ;
- un momento torcente M_t ,

Nelle strutture di fusoliera ha in genere importanza il contributo flessionale della lamiera.

La valutazione degli **sforzi normali di flessione** si fa nel seguente modo:

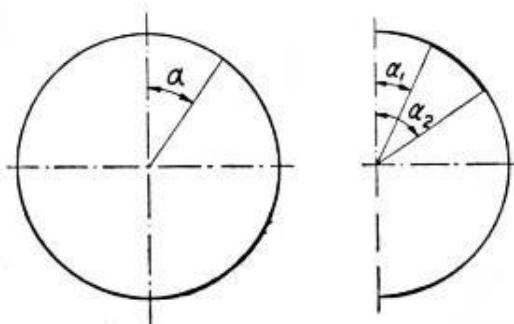
- a) Si calcola il momento d'inerzia

$$J = \frac{R^2}{2} (n A + 2\pi R t) \quad (19)$$

- b) Si applica, per ogni corrente, la formula:

$$\sigma = - \frac{M_f}{J} R \cos \alpha \quad (20)$$

dove α è l'angolo indicato in figura 40.



Figg. 40 e 41

- c) Per ogni elemento di lamiera si può ancora applicare la (20), supponendo per approssimazione che la σ sia costante lungo l'elemento; occorrerà, pertanto, prendere per $\cos \alpha$ il valore medio agli estremi dell'elemento (figura 41): $\cos \alpha = \frac{\cos \alpha_1 + \cos \alpha_2}{2}$

La valutazione degli sforzi tangenziali si fa mediante la seguente espressione:

$$\tau = -\frac{V}{J} R \sin \alpha + \frac{M}{2\pi R^2 t} \quad (21)$$

Dove, con i segni positivi assunti, nella metà sinistra della sezione α è superiore a 180° e quindi $\sin \alpha$ è negativo. In questo caso la τ va calcolata per ogni elemento di lamiera, assumendo ancora $\sin \alpha = \frac{\sin \alpha_1 + \sin \alpha_2}{2}$.

La verifica di stabilità dei correnti si effettua in maniera identica a quanto indicato in III.1

Per le lamiere occorre calcolare la sollecitazione composta:

$$\sigma^* = \frac{\sigma + \sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2}}{2}$$

e verificare che non sia superato il carico di sicurezza.

Invece per le **lamiere compresse** occorre:

- a) Calcolare il **carico critico al taglio**:

$$\tau_c = 0,6 \frac{E t^2}{(1-\nu^2)L^2} \left\{ 2,8 + \sqrt{2,6 + 1,4 \sqrt{\left[(1-\nu^2) \frac{L^2}{2tR} \right]^{\frac{3}{2}}}} \right\}$$

dove E è il modulo di elasticità longitudinale ($\approx 70000 \text{ N/mm}^2$ per le leghe leggere), ν è il coefficiente di Poisson ($\approx 0,3$), L è la distanza tra due ordinate successive, divisa per il fattore \sqrt{c} per tenere conto delle condizioni di vincolo ($c \approx 2$; cfr. anche III.1).

Il coefficiente di Poisson, per i materiali isotropi (ipotesi sino ad ora utilizzata) è definito come:

$$\nu = \frac{E}{2G} - 1$$

e rappresenta il rapporto tra la deformazione longitudinale e quella trasversale cambiato di segno. Per i materiali metallici in genere il suo valore è approssimabile a 0,3.

- b) Calcolare il **carico critico a compressione**:

$$\sigma_c = 0,45 E \frac{t}{R}$$

- c) Verificare che sia:

$$\left(\frac{\tau}{\tau_c} \right)^2 + \left(\frac{\sigma}{\sigma_c} \right)^2 \leq 1 \quad (22)$$

Se ciò avviene, la distribuzione degli sforzi è quella calcolata e tutta la sezione è impegnata, cioè reagisce.

Se, invece, la (22) non è soddisfatta, una parte della lamiera va in instabilità elastica e non può lavorare. Occorre allora ripetere il calcolo con le avvertenze seguenti:

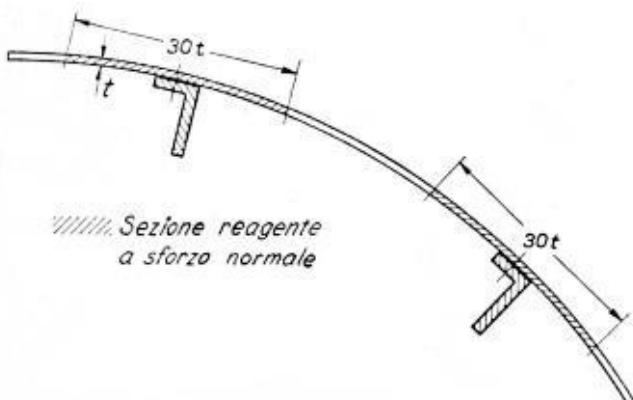


Fig. 42

c) Si ri-effettuano le verifiche di stabilità come indicato.

- a) La nuova sezione resistente da assumere è costruita dalla lamiera tesa, dai correnti e, per la lamiera compressa, da una striscia larga 30 volte lo spessore della lamiera per ogni corrente (figura 42);
- b) La sezione così ottenuta non è simmetrica: occorre calcolarne il baricentro, il momento d'inerzia, ecc. come indicato nel paragrafo "Richiami di geometria delle masse" e gli sforzi di flessione che ne derivano;

2.13.4.2 Collegamenti

Si esaminano i collegamenti per chiodatura delle lamiere di rivestimento e delle solette delle anime dei longheroni.

Nel calcolo delle lamiere di rivestimento è in genere assegnato lo spessore delle lamiere stesse; si tratta di scegliere il passo (p) della chiodatura ed il diametro dei ribattini (d) (figura 43 che mostra la chiodatura in sezione ed in pianta).

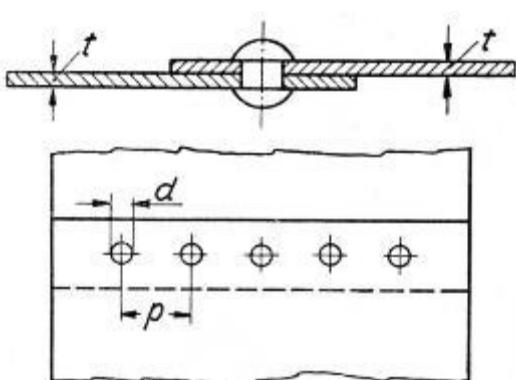


Fig. 43

Le equazioni da impiegare sono quelle che esprimono l'uguaglianza degli sforzi trasmessi alla lamiera dal chiodo e allo sforzo esercitato sul foro; per un passo:

$$\tau \frac{\pi d^2}{4} = \sigma (p - d) t = f t d$$

In cui:

- τ è la tensione di taglio nel chiodo;
- σ è la tensione normale nella lamiera
- f è la pressione nel foro.

Dalla relazione precedente si deduce:

$$\frac{p}{d} = 1 + \frac{f}{\sigma}$$

Che fornisce la relazione tra passo e diametro. Bisogna prendere, come valore di f , la pressione di incipiente ovalizzazione del foro, ossia lo forzo corrispondente all'inizio delle deformazioni plastiche, e per σ il carico di sicurezza a trazione. In mancanza di migliori informazioni si può assumere:

$$\frac{p}{d} \cong 2,5 \div 3$$

Sempre dalla relazione precedente si ha:

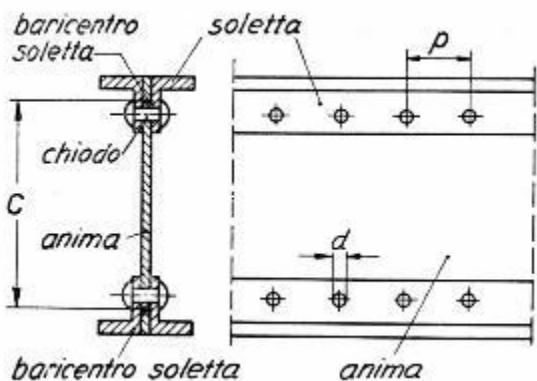


Fig. 44

della chiodatura di collegamento anima-soletta, se il diametro dei chiodi è assegnato, il passo si determina con la relazione:

$$p = \frac{c \tau \pi d^2}{2 T}$$

In cui T è il massimo sforzo di taglio nell'ala, c è l'altezza efficace della trave (distanza tra i baricentri delle solette) (figura 44).

$$\frac{d}{t} = \frac{4 f}{\tau \pi}$$

essendo τ il carico di sicurezza al taglio del chiodo. In mancanza di informazioni migliori, è lecito assumere:

$$\frac{d}{t} \cong 3 \div 3,5$$

E si può quindi procedere al dimensionamento della chiodatura.

Dovendo procedere al dimensionamento

2.14 MASSE DELLE PARTI DEL VELIVOLO

Prof. Ing. Giuseppe Gabrielli: "Lezioni sulla scienza del progetto degli aeromobili", vol. 2, Ed Levrotto e Bella, 1974 (ristampa settembre 1982)

Può essere utile, in diverse occasioni, stimare, in via predittiva, le masse (pesi) delle varie parti principali costituenti il velivolo. Per facilità di trattazione si prenderanno in considerazione:

1. Ala;
2. Fusoliera;
3. Organi di atterramento;
4. Impennaggi e superfici di governo;
5. Propulsori
6. Combustibile

tralasciando del tutto l'impiantistica, in quanto si presenterebbero troppe variabili da considerare.

Le informazioni che seguono sono semplificate al massimo e sono, purtroppo, alquanto datate, provenendo dal testo "Lezioni sulla scienza del progetto degli aeromobili – volume 2" di G. Gabrielli (Ed. Levrotto e Bella, Torino, 1982). Nuovi materiali costruttivi (materiali compositi) e nuove generazioni di propulsori rendono tali **relazioni puramente indicative**.

Si tenga presente che **tali relazioni sono presentate col sistema di unità di misura tecnico**; si raccomanda, al fine di non incorrere in grossolani errori, di trasformare le forze da newton in kilogrammi-peso, le pressioni da pascal in kilogrammi-peso/metro², ecc., prima di elaborare le formule e, al termine, di eseguire le trasformazioni inverse al fine di riportarsi nelle unità del S.I.

2.14.1 Ala

Sono disponibili diverse formule predittive, tra le più semplici vi è quella proposta dal **Gabrielli** stesso:

$$Q_{ala} = k \cdot \lambda \cdot n Q \cdot b \cdot \frac{\gamma}{R_m} + 6 S$$

- k coefficiente fisso, di valore pari a 1,94
- λ allungamento alare geometrico
- n fattore di carico
- b apertura alare [m]
- Q peso del velivolo completo (MTOW) [kg_f]
- γ peso specifico del materiale con cui è costruita l'ala [kg_f/m³]
- R_m resistenza meccanica del materiale con cui è costruita l'ala [kg_f/m²]
- 6 è una costante [kg_f/m²]

Nel caso di ali di costruzione metallica in lega di alluminio bonificata, il rapporto γ/R_m rimane pressoché costante e vale circa 1/15000 m⁻¹; si può pertanto riscrivere la relazione come:

$$Q_{ala} = 1,94 \cdot \lambda \cdot n Q \cdot b \cdot \frac{1}{15000} + 6 S$$

Si noti come non compaia il coefficiente di sicurezza 1,5 prescritto dalle norme e che si introduce la resistenza a rottura del materiale e non la sua resistenza ammissibile.

2.14.2 Fusoliera

Per la fusoliera si deve tenere in considerazione anche l'eventuale pressurizzazione. Secondo **D.E. Poggio** (1971) si può stimare il peso della fusoliera secondo la relazione:

$$Q_{fus} = \frac{a + b \cdot p^2}{(n Q)^k} \times \frac{\gamma}{R_m} \cdot l_{fus} \cdot n Q = \frac{a + b \cdot p^2}{(n Q)^k} \times \frac{l_{fus}}{15000} \cdot n Q$$

- n fattore di carico
- Q peso del velivolo completo (MTOW) [kg_f]
- γ peso specifico del materiale con cui è costruita l'ala [kg_f / m^3]
- R_m resistenza meccanica del materiale con cui è costruita l'ala [kg_f / m^2]
- l_{fus} lunghezza della fusoliera [m]
- p differenziale, massimo, di pressione in cabina [kg_f / m^2]

Il rapporto γ/R_m vale, come già visto, $1/15000 \text{ m}^{-1}$ ed è considerato costante.

Il differenziale massimo di pressione si attesta, sui seguenti valori

- Aerei leggeri: circa $21 \div 35 \text{ kPa} = 2100 \div 3500 \text{ kg}_f / \text{m}^2$
- Grandi aerei con motori a pistoni: circa $38 \text{ kPa} = 3800 \text{ kg}_f / \text{m}^2$
- Aerei da trasporto con motori a turbina: circa $62 \text{ kPa} = 6300 \text{ kg}_f / \text{m}^2$

Le altre grandezze assumono i valori di seguito tabulati:

VELIVOLI DA COMBATTIMENTO				VELIVOLI DA TRASPORTO		
	Ad elica	Da addestramento e caccia debolmente transonici	Altamente transonici	Supersonici	Militari	Passeggeri
a	$0,45 \times 10^6$	$0,665 \times 10^6$	$1,2 \times 10^6$	$1,60 \times 10^6$	$0,331 \times 10^6$	$0,024 \times 10^6$
b	0			$0,085 \times 10^6$		$0,056 \times 10^6$
k	1			2/3		

2.14.3 Organi di atterramento

Per quanto riguarda gli organi di atterramento vi sono estreme variabilità di masse (dal carrello fisso al carrello complesso dei grandi aerei di linea); secondo Gabrielli può essere credibile stimare in primissima approssimazione il peso del carrello pari a:

$$Q_{carr} = 0,05 \times Q$$

2.14.4 Impennaggi e superfici di governo

Anche in questo caso è estremamente azzardato pensare ad indicazioni precise; i velivoli ad alte prestazioni necessitano di strutture molto rigide, con notevoli masse di compensazione, e quindi pesanti. Sempre secondo Gabrielli si può ipotizzare:

Tipologia di velivoli	Peso impennaggi /unità di superficie [kg _f /m ²]	Peso alettoni /unità di superficie [kg _f /m ²]
Velivoli scuola, leggeri	9	8
Velivoli supersonici	37	30
Velivoli da trasporto (300 – 900 km/h)	12 ÷ 25	12 ÷ 19

2.14.5 Propulsori

Da un'analisi fatta da Gabrielli sui propulsori della metà anni '70 del secolo scorso si ricavano le seguenti indicazioni:

Tipologia di propulsore	Peso / unità di potenza (o di spinta)	
	Basse prestazioni	Alte prestazioni
Motori alternativi	0,7 kg _f /hp	0,4 kg _f 5 /hp
Turboeliche	0,28 kg _f /eshp*	0,18 kg _f /eshp*
Turboeliche complete di riduttore	0,6 kg _f /eshp*	0,4 kg _f /eshp*
Turbogetti alloggiati in fusoliera	0,25 kg _f /kgs**	0,18 / kg _f kgs**
Turbogetti alloggiati in nacelle sub-alari	0,31 kg _f /kgs**	0,275 kg _f /kgs**

*: eshp = equivalent shaft hp

**: kgs = kilogrammi spinta

Per calcolare la potenza equivalente all'albero per i turboelica si utilizza la seguente relazione:

$$eshp = \text{potenza all'albero al decollo} [\text{hp}] + \frac{\text{spinta del getto a punto fisso} [\text{kgf}]}{1,18}$$

Se non fosse disponibile il dato sulla "spinta del getto a punto fisso" si può considerare il secondo termine pari al 20 % circa della potenza all'albero.

Si nota una riduzione del peso specifico dei propulsori all'aumentare delle prestazioni. Per i turboelica incide in maniera rilevante il peso del riduttore, spesso maggiore di quello del motore stesso; in quest'ultimo caso non è stato considerato il peso dell'elica (anche questo estremamente variabile).

2.14.6 Combustibile

Il peso del combustibile può rappresentare una parte importante del peso del velivolo al decollo (Q) e può essere stimato con la seguente relazione proposta dal Gabrielli:

$$G = (0,5 \div 0,6) \cdot Q$$

La relazione sopra riportata appare obsoleta per gli standard odierni che possono riassumersi in:

$$G = (0,3 \div 0,5) \cdot Q$$

2.15 CARATTERISTICHE DEI MATERIALI METALLICI DI IMPIEGO PIÙ COMUNE NEL SETTORE AEROSPAZIALE

I materiali utilizzati per le costruzioni aeronautiche devono possedere un buon rapporto caratteristiche meccaniche/densità e devono essere di qualità certificata e garantita per soddisfare le stringenti richieste di qualità del settore aerospaziale (il riferimento è costituito dagli standard AMS: Aerospace Material Specification). La "guida" per i prodotti ammessi per l'impiego aerospaziale è stata, sino al 2003, la specifica "MIL-HDBK-5: METALLIC MATERIALS AND ELEMENTS FOR AEROSPACE VEHICLE STRUCTURES"; dal 2003 tale riferimento è stato sostituito da "DOT/FAA/AR-MMPDS-01: Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS)". Tale documento, di oltre 1700 pagine, è sottoposto a revisione periodica.

Oltre alle consuete caratteristiche meccaniche, tali documenti esplorano la resistenza a fatica e a temperature diverse da quella ambiente per i vari materiali utilizzabili in campo aerospaziale e ne definiscono in dettaglio le caratteristiche meccaniche di purezza (superiori a quelle di materiali equivalenti di impiego generico).

Non è possibile riportare in dettaglio le caratteristiche di tutti i materiali normalmente utilizzati in campo aerospaziale; ci si limiterà perciò a una selezione tra i materiali più utilizzati.

A parte il prospetto riassuntivo che segue, i dati caratteristici dei materiali riportati nel seguito non provengono dai testi ufficiali sopra citati poiché sarebbero troppo articolati per poter essere sintetizzati in poche pagine; i dati esposti provengono da un database che, per quanto affidabile, fornisce informazioni di tipo più generico e che può leggermente differire da quanto riportato nei testi di riferimento e, pertanto, devono intendersi forniti a puro titolo indicativo.

2.15.1 Caratteristiche dei materiali metallici di impiego più comune

Il presente prospetto è estratto da "AIAA Aerospace Design Engineers Guide – 5th edition" e riporta dati provenienti dal MIL-HDBK-5 riferiti ai materiali di più comune impiego nel settore aerospaziale. I valori delle caratteristiche meccaniche sono stati convertiti nel SI e arrotondati all'unità più prossima. Dettagli sulla composizione chimica e su altre caratteristiche meccaniche (non a specifica AMS) si trovano nei paragrafi successivi, specifici per categoria di materiali.

Materiale	Indicazioni di fornitura	R_m [MPa]	$R_{p,0,2}$ [MPa]	R_c [MPa]	E [MPa]	G [MPa]	Densità [kg/dm ³]
		Caratteristiche					
ACCIAI LEGATI							
4130	Normalizzato	655	517	517	199985	75750	7,83
	Spessori ≤ 4,75 mm, saldabile						
4130	Lamiere, nastri, piatti e tubi	620	483	483	199985	75750	7,83
	Spessori ≤ 4,75 mm, saldabile						
4130 (180 H.T.)¹	Lavorato plasticamente	1241	1124	1193	199985	75750	7,83
	< 0,5 diametro equivalente, saldabile						
4330 V (220 H.T.)¹	Lavorato plasticamente	1517	1282	1338	199985	75750	7,83
	< 2,5 diametro equivalente						
D6AC (220 H.T.)¹	Lavorato plasticamente	1517	1310	1365	199985	75750	7,83
	< 5,0 diametro equivalente						
300 M (220 H.T.)¹	Barre, forgiati e tubi	1930	1586	1703	199985	75750	7,83
	< 5,0 diametro equivalente						
	Barre, forgiati e tubi	1793	1482	1655	199985	75750	7,83

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale	Indicazioni di fornitura	R _m [MPa]	R _{p,0,2} [MPa]	R _c [MPa]	E [MPa]	G [MPa]	Densità [kg/dm ³]
		Caratteristiche					
4340 (260 H.T.) ¹		< 3,5 diametro equivalente					
ACCIAI INOSSIDABILI							
301 (a piena durezza)	Lamiere e nastri	1275	965*	676	179300	67917	7,92
		Saldabile.					
		* In direzione longitudinale rispetto al grano					
15-5 PH	Barre	793	517	683	196500	74432	7,83
	Acciaio martensitico. Prontamente forgiato e saldato						
15-5 PH	Forgiati	1310	1172	986	196500	74432	7,83
	Acciaio martensitico. Disponibile come H.T. (v. nota 1)						
PH15-7 Mo	Lamiere, nastri e piatti	1310	1172	1234	199985	75750	7,67
	Acciaio semiaustenitico. Prontamente formato a freddo e trafiletato						
PH15-7 Mo	Barre e forgiati	1241	1103	1158	199985	75750	7,67
	Acciaio semiaustenitico. Prontamente formato a freddo e trafiletato						
17-4 PH	Lamiere e nastri, piatti e barre	1310	1172	-	196500	74432	7,86
	Acciaio martensitico. Prontamente forgiato, saldato e brasato						
17-4 PH	Fusioni	1241	1103	-	196500	74432	7,81
	Acciaio martensitico. Per fusioni in terra, micro-fusioni o fusioni centrifughe						
LEGHE RESISTENTI ALLE ALTE TEMPERATURE							
A286	Lamiere, nastri e piatti	965	655	655	200675	76013	7,94
	Lega a base di ferro, austenitica. Elevata resistenza sino a 700 °C						
A286	Barre, forgiati e tubi	896	586	586	200675	76013	7,94
	Lega a base di ferro, austenitica. Elevata resistenza sino a 700 °C						
Inconel 600	Lamiere, nastri, piatti, forgiati e tubi	551	207	207	206800	78333	8,41
	Ricotto. Per parti poco sollecitate, sino a 1093 °C. Saldabile						
Inconel 600	Lamiere, nastri, piatti, forgiati e tubi	655	483	-	206800	78333	8,41
	Come fabbricato. Per parti poco sollecitate, sino a 1093 °C. Saldabile						
Inconel 600	Barre e tondi	827	621	-	206800	78333	8,41
	Trafilato a freddo. Per parti poco sollecitate, sino a 1093 °C. Saldabile						
Inconel 718	Lamiere, piatti e tubi	1172	1000	-	197200	74697	8,22
	Alta resistenza e resistenza alla propagazione della cricca sino a 700 °C						
Inconel 718	Barre e forgiati	1241	1034	-	197200	74697	8,22
	Alta resistenza e resistenza alla propagazione della cricca sino a 700 °C						
LEGHE DI ALLUMINIO DA LAVORAZIONE PLASTICA							
2024-T3	Lamiere	434	290	310	73800	27955	2,77
	Impiego comune, basso costo, buon rapporto resistenza/peso						
2024-T3	Lamiere placcate (Alclad)	400	269	290	72400	27425	2,77
	Impiego comune, basso costo, buon rapporto resistenza/peso						
2219-T87	Lamiere	427	345	345	72400	27425	2,82
	Alta resistenza, resistente alla propagazione della cricca						
5456-H343	Lamiere	365	283	269	70325	26640	2,66
	Resistente alla corrosione, buona saldabilità						
6061-T6	Lamiere	290	248	241	68260	25855	2,71
	Basso costo, formabile, saldabile						
7075-T6	Lamiere	524	455	462	71015	26900	2,79
	Elevato rapporto resistenza/peso						

	Lamiere	462	386	379	71015	26900	2,79
--	---------	-----	-----	-----	-------	-------	------

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale	Indicazioni di fornitura	R _m [MPa]	R _{p0,2} [MPa]	R _c [MPa]	E [MPa]	G [MPa]	Densità [kg/dm ³]
Caratteristiche							
7075-T73							
Resistente a tenso-corrosione							
7178-T6	Lamiere	572	503	503	71015	26900	2,84
	Elevato rapporto resistenza/peso						
2034-T351	Piatti	393	283	248	73800	27955	2,77
	Impiego comune, basso costo						
2219-T87	Piatti	427	345	345	72400	27425	2,84
	Alta resistenza, resistente alla propagazione della cricca						
5456-H343	Piatti	365	283	269	70325	26640	2,66
	Resistente alla corrosione, buona saldabilità						
6061-T651	Piatti	290	248	241	68260	25855	2,71
	Basso costo, formabile, saldabile						
7075-T73651²	Piatti	490	427	414	71015	26900	2,82
	Buona tenacità alla frattura						
2024-T4	Estrusioni	414	303	269	73800	27955	2,77
	Impiego comune, basso costo						
6061-T6	Estrusioni	262	241	234	69640	26380	2,71
	Basso costo, resistente alla corrosione, saldabile						
7050-T6510/1	Estrusioni	469	407	441	71015	26900	2,84
	Alta resistenza alla tenso-corrosione						
7075-T6	Estrusioni	558	503	510	72400	27425	2,79
	Alto rapporto resistenza /peso						
7075-T73	Estrusioni	455	400	400	72400	27425	2,79
	Buona resistenza alla tenso-corrosione						
7178-T6	Estrusioni	607	545	545	72400	27425	2,84
	Alto rapporto resistenza /peso						
2024-T3	Tubi	441	290	290	72400	27425	2,77
	Impiego comune, basso costo						
6061-T6	Tubi	290	241	234	69640	26380	2,71
	Saldabile, resistente alla corrosione						
2014-T6	Forgiati	448	379	379	73800	27955	2,79
	Impiego comune						
7050-T736	Forgiati	483	372	393	70325	26640	2,84
	Buona tenacità						
7075-T73	Forgiati	421	359	372	68950	26118	2,79
	Buona resistenza alla tenso-corrosione						
LEGHE DI ALLUMINIO DA FONDERIA							
356-T6	Fusioni	207	138	138	71700	27160	2,69
	Facilmente colabili in terra o per microfusione						
A356-T61	Fusioni	262	193	193	71710	27160	2,69
	Buona resistenza alla corrosione						
A357-T61	Fusioni	345	276	276	71710	27160	2,69
	Fusioni di pregio						
LEGHE DI TITANIO							
6AL-4V	Lamiere, nastri e piatti	1103	1000	1034	110315	41786	4,43
	Saldabile a punti e per fusione. resistente alla corrosione. Elevata resistenza						
6AL-4V	Forgiati	896	827	-	110315	41786	4,43
	Saldabile a punti e per fusione. resistente alla corrosione. Elevata resistenza						
6AL-4V	Barre	1000	931	-	110315	41786	4,43
	Saldabile a punti e per fusione. resistente alla corrosione. Elevata resistenza						
6AL-6V-2SN	Lamiere, nastri e piatti	1172	1103	1172	117210	44400	4,54
	Elevata resistenza. Buona formabilità. Resistente alla corrosione.						

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale	Indicazioni di fornitura	R_m	$R_{p,0,2}$	R_c	E	G	Densità
		[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[kg/dm ³]
Caratteristiche							
6AL-6V-2SN	Forgiati	1034	965	-	117210	44400	4,54
Elevata resistenza. Buona formabilità. Resistente alla corrosione.							
6AL-6V-2SN	Barre	1172	1069	-	117210	44400	4,54
Elevata resistenza. Buona formabilità. Resistente alla corrosione.							

NOTE:

- 1 L'indicazione HT si riferisce a "High Tensile" e il numero indica la R_m espressa in ksi (kilopound square inch)
- 2 Sovrapponibile a 7050-T7451

LEGENDA:

- R_m Resistenza meccanica (a trazione)
- $R_{p,0,2}$ Resistenza allo snervamento (o scostamento dal limite di proporzionalità 0,2 %)
- R_c Resistenza a compressione
- E Modulo di elasticità longitudinale
- G Modulo di elasticità trasversale

2.15.2 Acciai

2.15.2.1 Caratteristiche degli acciai di impiego più comune

2.15.2.1.1 Acciai SAE - AISI: classificazione

È molto comune la classificazione SAE (Society of Automotive Engineers) degli acciai; tale classificazione si sovrappone a quella AISI (American Iron and Steel Institute).

Gruppo	Legante principale	Gruppo	Legante principale
1	Carbonio	5	Cromo
2	Nichel	6	Cromo-Vanadio
3	Nichel - Cromo	7	Tungsteno
4	Molibdeno	8	Silicio-Manganese

2.15.2.1.2 Acciai da bonifica

Si riportano alcuni dati caratteristici di alcuni acciai da bonifica (comprendendo quelli riportati nel prospetto 15.1), presentati con la classificazione SAE e le corrispondenze AFNOR ed UNI EN / DIN EN. Le corrispondenze possono non essere precise al 100%, potendo differire in qualche unità percentuale degli elementi di alligazione. La ricerca delle caratteristiche a partire dalle denominazioni UNI EN può essere effettuata su qualsiasi manuale di meccanica.

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale (AISI)	AISI 4130						
Corrispondenza	DIN 1.7218, AFNOR 25 CD 4, UNI 25CrMo4						
Note caratteristiche	Acciaio al CrMo a medio tenore di carbonio di impiego comune. La flessibilità d'impiego derivante dai vari trattamenti termici possibili permette di raggiungere un'ampia gamma di valori di durezza e resistenza. Sono nel complesso buone le caratteristiche di temprabilità, resistenza meccanica, resistenza all'usura, tenacità e duttilità.						
Composizione chimica							
Elemento	Percentuale di alligazione		Elemento	Percentuale di alligazione			
Carbonio	0,28 – 0,33		Molibdeno	0,15 – 0,25			
Cromo	0,8 – 1,1		Fosforo	≤ 0,035			
Ferro	97,03 – 98,22 (il rimanente)		Silicio	0,15 – 0,30			
Manganese	0,40 – 0,60		Zolfo	≤ 0,040			
Normalizzato							
Trattamento termico	Normalizzato a 870°C, raffreddato in aria						
Dimensioni provino*	∅ 13 mm		∅ 100mm	-			
Densità [kg/dm ³]	7,85		7,85	7,85			
HB	217		163	197			
HV	228		170	207			
R _m [N/mm ²]	731		615	670			
R _{p0,2} [N/mm ²]	460		400	435			
E [N/mm ²]	205000		205000	205000			
G [N/mm ²]	80000		80000	80000			
A % alla rottura	25,1		27	25,5			
Bonificato							
Trattamento termico	Bonificato: Temprato in acqua a 855°C						
	Rinvenuto a 480 °C		Rinvenuto a 540 °C	Rinvenuto a 595 °C			
Dimensioni provino*	∅ 13 mm	∅ 100mm	∅ 13 mm	∅ 100mm	∅ 13 mm		
Densità [kg/dm ³]	7,85	7,85	7,85	7,85	7,85		
HB	331	241	302	235	269		
HV	350	254	319	247	284		
R _m [N/mm ²]	1145	841	1040	800	917		
R _{p0,2} [N/mm ²]	1110	655	979	635	841		
E [N/mm ²]	205000	205000	205000	205000	205000		
G [N/mm ²]	80000	80000	80000	80000	80000		
A % alla rottura	16,4	20,5	18,1	21,5	20,7		

Nota: 13 mm = 0,5 in; 100 mm = 4 in

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale (AISI)	AISI 4140									
Corrispondenza	AFNOR 40 CD 4, AFNOR 42 CD 4, 40Cr1Mo28									
Note caratteristiche	Acciaio a medio tenore di carbonio, con buona temprabilità e resistenza alla fatica, all'abrasione ed all'impatto.									
Composizione chimica										
Elemento	Percentuale di alligazione		Elemento	Percentuale di alligazione						
Carbonio	0,38 – 0,43		Molibdeno	0,15 – 0,25						
Cromo	0,8 – 1,1		Fosforo	≤ 0,035						
Ferro	96,785 – 97,77 (il rimanente)		Silicio	0,15 – 0,30						
Manganese	0,75 – 1,0		Zolfo	≤ 0,040						
Normalizzato										
Trattamento termico	Normalizzato a 815°C, raffreddato in aria									
Dimensioni provino	Ø 13 mm		Ø 100 mm							
Densità [kg/dm³]	7,85		7,85							
HB	302		241							
HV	319		254							
R _m [N/mm²]	1020		814							
R _{p0,2} [N/mm²]	675		485							
E [N/mm²]	205000		205000							
G [N/mm²]	80000		80000							
A % alla rottura	17,8		22,2							
Bonificato										
Trattamento termico	Bonificato: Temprato in olio a 845°C									
	Rinvenuto a 540 °C		Rinvenuto a 595 °C	Rinvenuto a 650 °C						
Dimensioni provino	Ø 13 mm	Ø 100 mm	Ø 13 mm	Ø 100mm	Ø 13 mm					
Densità [kg/dm³]	7,85	7,85	7,85	7,85	7,85					
HB	341	277	321	235	277					
HV	361	292	339	247	292					
R _m [N/mm²]	1185	883	1090	807	938					
R _{p0,2} [N/mm²]	1110	685	1025	600	889					
E [N/mm²]	205000	205000	205000	205000	205000					
G [N/mm²]	80000	80000	80000	80000	80000					
A % alla rottura	15,4	19,2	18,1	21,5	19,9					
Bonificato										
Trattamento termico	Bonificato: Temprato in olio									
	Rinvenuto a 205 °C	Rinvenuto a 315 °C	Rinvenuto a 425 °C	Rinvenuto a 540 °C	Rinvenuto a 650 °C					
Dimensioni provino	Ø 25 mm	Ø 25 mm	Ø 25 mm	Ø 25 mm	Ø 25 mm					
Densità [kg/dm³]	7,85	7,85	7,85	7,85	7,85					
HB	520	455	385	320	255					
HV	552	482	408	338	269					
R _m [N/mm²]	1795	1585	1380	1140	931					
R _{p0,2} [N/mm²]	1515	1345	1170	965	793					
E [N/mm²]	205000	205000	205000	205000	205000					
G [N/mm²]	80000	80000	80000	80000	80000					
A % alla rottura	8,0	11	15	18	22					

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale (AISI)		AISI 4330	
Corrispondenza		-	
Note caratteristiche		Acciaio legato a basso tenore di carbonio, da trattamento termico; idoneo a impieghi in cui si verifichino carichi impulsivi e concentrazione di sollecitazioni (per esempio carrelli e relativi attacchi)	
Composizione chimica			
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione
Carbonio	0,30	Molibdeno	0,40
Cromo	0,85	Nichel	1,8
Ferro	95,43 (il rimanente)	Silicio	0,30
Manganese	0,85	Vanadio	0,070
Bonificato			
Densità [kg/dm ³]		7,83	
HRC		47/50 (Rivenuto a: 316 °C/282 °C)	
R _m [N/mm ²]		1550/1620 (Rivenuto a: 316 °C/282 °C)	
R _{p0,2} [N/mm ²]		1331/1345 (Rivenuto a: 316 °C/282 °C)	
E [N/mm ²]		205000	
G [N/mm ²]		80000	
A % alla rottura		11	

Materiale		AISI 4340	
Corrispondenza		UNS G43400, AMS 5331, AMS 6359, AMS 6414, AMS 6415, ASTM A322, ASTM A331, ASTM A505, ASTM A519, ASTM A547, ASTM A646, MIL SPEC MIL-S-16974, B.S. 817 M 40 (UK), SAE J404, SAE J412, SAE J770, DIN 1.6565, JIS SNCM 8, IS 1570 40Ni2Cr1Mo28, IS 1570 40NiCr1Mo15	
Note caratteristiche		Acciaio al CrMo a medio tenore di carbonio, con buona temprabilità, di impiego comune. La flessibilità d'impiego derivante dai vari trattamenti termici possibili permette di raggiungere un'ampia gamma di valori di durezza e resistenza. Sono nel complesso buone le caratteristiche di temprabilità, resistenza meccanica, resistenza all'usura, tenacità e duttilità. Utilizzato per ingranaggi, stampi, cuscinetti, spinotti di pistoni.	
Composizione chimica			
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione
Carbonio	0,37 – 0,43	Nichel	1,65 – 2,0
Cromo	0,70 – 0,90	Fosforo	≤ 0,035
Ferro	95,195 – 96,33 (il rimanente)	Silicio	0,15 – 0,30
Manganese	0,60 – 0,80	Zolfo	≤ 0,040
Molibdeno	0,20 – 0,30		
Normalizzato			
Trattamento termico	Normalizzato, raffreddato in aria		
Dimensioni provino	Ø 13 mm	Ø 50mm	Ø 100 mm
Densità [kg/dm ³]	7,85	7,85	7,85
HB	388	341	321
HV	411	361	339
R _m [N/mm ²]	1148	1220	1110
R _{p0,2} [N/mm ²]	972	786	710
E [N/mm ²]	200000	200000	200000
G [N/mm ²]	78000	78000	78000
A % alla rottura	12,1	13,5	13,2

Materiale	AISI 4340 (cont.)
------------------	--------------------------

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Bonificato						
Trattamento termico	Bonificato: Temprato in olio a 800°C					
	Rinvenuto a 540 °C		Rinvenuto a 595 °C		Rinvenuto a 650 °C	
Dimensioni provino	Ø 13 mm	Ø 100mm	Ø 13 mm	Ø 100mm	Ø 13 mm	Ø 100mm
Densità [kg/dm ³]	7,85	7,85	7,85	7,85	7,85	7,85
HB	363	331	331	269	285	255
HV	384	350	350	284	301	269
R _m [N/mm ²]	1225	1138	1145	924	1000	855
R _{p0,2} [N/mm ²]	1165	1000	1117	786	938	731
E [N/mm ²]	200000	200000	200000	200000	200000	200000
G [N/mm ²]	78000	78000	78000	78000	78000	78000
A % alla rottura	13,7	15,5	17,1	19,7	20,0	21,7
Bonificato						
Trattamento termico	Bonificato: Temprato in olio a 845°C					
	Rinvenuto a 425 °C			Rinvenuto a 650 °C		
Densità [kg/dm ³]	7,85			7,85		
HB	-			-		
HV	-			-		
R _m [N/mm ²]	1595			1005		
R _{p0,2} [N/mm ²]	1475			938		
E [N/mm ²]	212000			213000		
G [N/mm ²]	81500			82000		
A % alla rottura	12,0			20,0		

Materiale	AISI 5140		
Corrispondenza	DIN 1.7035, AFNOR 42 C 4, UNI 40 Cr 4, UNI 41 Cr 4 KB		
Note caratteristiche	Acciaio a medio tenore di carbonio da trattamento termico		
Composizione chimica			
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione
Carbonio	0,38 – 0,43	Molibdeno	-- --
Cromo	0,70 – 0,90	Fosforo	≤ 0,035
Ferro	96,395 – 98,07 (il rimanente)	Silicio	0,15 – 0,30
Manganese	0,70 – 0,90	Zolfo	≤ 0,040
Normalizzato			
Trattamento termico	Normalizzato a 870 °C		
Dimensioni provino	---		
Densità [kg/dm ³]	7,85		
HB	229		
HV	241		
R _m [N/mm ²]	793		
R _{p0,2} [N/mm ²]	475		
E [N/mm ²]	205000		
G [N/mm ²]	80000		
A % alla rottura	22,7		

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale	AISI 5140 (cont.)					
Bonificato						
Trattamento termico	Bonificato: Temprato in olio a 845 °C					
	Rinvenuto a 540 °C	Rinvenuto a 595 °C	Rinvenuto a 650 °C			
Dimensioni provino*	Ø 13 mm	Ø 100mm	Ø 13 mm	Ø 100mm	Ø 13 mm	Ø 100mm
Densità [kg/dm ³]	7,85	7,85	7,85	7,85	7,85	7,85
HB	302	217	269	235	241	217
HV	319	228	284	247	254	228
R _m [N/mm ²]	1015	731	896	800	827	731
R _{p0,2} [N/mm ²]	910	470	779	510	703	470
E [N/mm ²]	205000	205000	205000	205000	205000	205000
G [N/mm ²]	80000	80000	80000	80000	80000	80000
A % alla rottura	17,8	24,6	20,2	22,1	22,2	24,5

Nota: 13 mm = 0,5 in; 100 mm = 4 in

Materiale	D6AC							
Corrispondenza	-							
Note caratteristiche	Acciaio basso legato a medio tenore di carbonio, ad elevatissima resistenza utilizzato per parti fortemente sollecitate. Elevato rapporto carico di snervamento/carico di rottura con buona duttilità; elevata profondità di tempra.							
Composizione chimica								
Elemento	Percentuale di alligazione			Elemento	Percentuale di alligazione			
Carbonio	0,46 – 0,48				Nichel			
Cromo	1,10			Fosforo	0 – 0,005			
Ferro	95,74 – 96,00 (il rimanente)			Silicio	0,23 – 0,25			
Manganese	0,75 – 0,80			Vanadio	0,10 – 0,12			
Molibdeno	1,00			Zolfo	0 – 0,005			
Bonificato								
Densità [kg/dm ³]	7,86							
HRC	36/46/53 (Rinvenuto a: 650 °C / 510 °C / 316 °C)							
HV	442							
R _m [N/mm ²]	1570/1930 (Rinvenuto a 510 °C / 316 °C)							
R _{p0,2} [N/mm ²]	1345/1724 (Rinvenuto a 510 °C / 316 °C)							
E [N/mm ²]	210000 a temperatura ambiente 76500 a 650 °C							
G [N/mm ²]	78000 a temperatura ambiente							
A % alla rottura	7 – 12							

Materiale	300M		
Corrispondenza	-		
Note caratteristiche	Acciaio al Ni Si Cr Mo Mn a medio tenore di carbonio, il contenuto di silicio riduce la fragilità al rinvenimento a basse temperature. Facilmente lavorabile con forgiatura a caldo; necessario raffreddamento lento per evitare rotture da tensioni. Si tratta fondamentalmente di un acciaio AISI 4340 con aggiunta di silicio per temperature di rinvenimento più elevate. Utilizzato prevalentemente per carrelli di atterraggio, guide ipersostentatori, e altre applicazioni strutturali. Trattamento VAR (Vacuum Arc Remelting) per migliorare la purezza del materiale e la struttura del lingotto.		
Composizione chimica			
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione
Carbonio	0,40 – 0,46	Nichel	1,65 – 2,0
Cromo	0,70 – 0,95	Fosforo	≤ 0,035
Ferro	93,4 – 94,8 (il rimanente)	Silicio	1,45 – 1,8
Manganese	0,60 – 0,90	Zolfo	≤ 0,040
Molibdeno	0,30 – 0,45	Vanadio	≥ 0,050
Bonificato			
Trattamento termico	Rinvenuto a 300 °C		
Densità [kg/dm ³]	7,83		
HRC	58		
R _m [N/mm ²]	1970 - 2050		
R _{p0,2} [N/mm ²]	1655 - 1731		
E [N/mm ²]	200000		
G [N/mm ²]	78000		
A % alla rottura	8,5 - 11		

2.15.2.1.3 Acciai MARAGING

Sono acciai molto particolari, a bassissimo tenore di carbonio (<0,03%), con caratteristiche tali da farne un materiale eccellente per la costruzione di parti fortemente sollecitate (anche se sottoposte a temperature piuttosto elevate).

Gli acciai MARAGING (da Martensite Ageing) vengono comunemente indicati con un numero che rappresenta la resistenza a trazione tipica espressa in N/mm².

Caratteristiche peculiari di questo tipo di acciaio sono la elevatissima resistenza meccanica e le buone doti di duttilità e resilienza (ottenute grazie al ridottissimo tenore di carbonio). Gli elevati carichi di snervamento e di rottura vengono mantenuti sino a temperature prossime ai 350 °C. La durezza è abbastanza alta e può essere ulteriormente incrementata mediante nitrurazione, da eseguirsi durante il rinvenimento a circa 480 °C, ottenendo così durezze superficiali elevatissime. La resilienza è buona e si mantiene tale anche alle basse temperature. L'allungamento percentuale risulta essere maggiore di quello degli acciai legati di corrispondente resistenza meccanica. I limiti di fatica sono uguali o superiori a quelli di molti acciai legati di qualità.

La buona deformabilità (sia a caldo che a freddo) permette l'uso di tutte le tecniche consuete, senza dover ricorrere a ricotture intermedie, tanto da essere adottato anche nelle costruzioni automobilistiche. La lavorabilità alle macchine utensili è particolarmente soddisfacente se paragonata ad acciai "normali" di pari durezza (questo argomento rappresenta un punto a favore degli acciai maraging rispetto alle leghe di titanio). Nel rinvenimento successivo alla ricottura le variazioni di volume, le ossidazioni e le distorsioni sono tanto piccole da permettere le lavorazioni di finitura alle macchine utensili prima del rinvenimento, quando l'acciaio è ancora tenero. Le doti

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

di saldabilità sono soddisfacenti, tanto allo stato ricotto quanto allo stato rinvenuto, senza presentare fragilità o tendenza alla fessurazione.

La resistenza alla corrosione, anche per i tipi non inossidabili, è superiore a quella degli acciai debolmente legati. Una cadmatura o un procedimento galvanico sono in grado di aumentare notevolmente la resistenza alla corrosione di questi acciai.

		Tipo di acciaio			
		1450	1750	2100	2450
Composizione nominale	Nichel	18	18	18	17,5
	Cobalto	8,5	8	9	12,5
	Molibdeno	3	5	5	3,8
	Titanio	0,2	0,4	0,6	1,8
Caratteristiche meccaniche dopo la ricottura di solubilizzazione a 820 °C	R _m [N/mm ²]	1000 – 1100			1160
	R _{p0,2} [N/mm ²]	660 – 820			850
	HV	280 – 320			345
	HB	27 – 32			35
Caratteristiche meccaniche allo stato completamente trattato (dopo rinvenimento per 3 h a 480 °C)	R _m [N/mm ²]	1400 – 1540	1680 – 1920	1860 – 2170	2500
	R _{p0,2} [N/mm ²]	1340 – 1480	1640 – 1860	1810 – 2120	2490
	HV	430 – 480	500 – 560	540 – 620	620 – 680
	HB	43 – 46	48 – 52	51 – 56	56 – 59

2.15.2.1.4 Acciai inossidabili

Materiale	301			
Corrispondenza	UNS S30100; EN 10088/2(95) 1.4310			
Note caratteristiche	Acciaio fortemente legato di elevate prestazioni, buona duttilità nelle lavorazioni a freddo, ottima resistenza alla corrosione atmosferica. Variazioni di trattamento termico e lievi variazioni di composizione ne possono variare le caratteristiche magnetiche (non magnetico allo stato ricotto).			
Composizione chimica				
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione	
Carbonio	≤ 0,15	Nichel	6,0 – 8,0	
Cromo	16 - 18	Fosforo	≤ 0,045	
Ferro	70,7 – 78 (il rimanente)	Silicio	≤ 0,75	
Manganese	≤ 2,0	Zolfo	≤ 0,030	
Azoto	≤ 0,10			
Condizioni di fornitura				
	Ricotto	Lavorato a freddo, durezza 1/4	Lavorato a freddo, durezza 1/2	Lavorato a freddo, piena durezza
Densità [kg/dm ³]		7,88		
HRB	85			
HRC		25	32	41
R _m [N/mm ²]	758	862	1034	1276
R _{p0,2} [N/mm ²]	276	517	758	965
E [N/mm ²]	193000			
G [N/mm ²]	78000			
A % alla rottura	60	25	18	9

Materiale	15-5 PH			
Corrispondenza	UNS S 15500			

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Note caratteristiche	Alte caratteristiche meccaniche e buona resistenza alla corrosione sino a oltre 300 °C; buona tenacità sia nel metallo base sia nelle saldature. L'acciaio 15-5 PH è la versione senza ferrite dell'acciaio 17-4 PH.
----------------------	--

Composizione chimica

Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione
Carbonio	≤ 0,070	Nichel	3,5 – 5,5
Cromo	14,0 – 15,5	Fosforo	≤ 0,040
Ferro	71,91 – 79,85 (il rimanente)	Silicio	< 1,0
Manganese	≤ 1,0	Zolfo	≤ 0,030
Niobio + Tantalo	0,15 – 0,45		

Trattamento Termico: Non specificato

Trattamento termico	Rinvenuto a 300 °C
Densità [kg/dm ³]	7,78
HRC	35
R _m [N/mm ²]	1110 Longitudinale / 1116 Trasversale
R _{p0,2} [N/mm ²]	963 Longitudinale / 988 Trasversale
E [N/mm ²]	200000
G [N/mm ²]	78000
A % alla rottura	8,4 Longitudinale / 7,6 Trasversale

Materiale	PH 15-7 Mo
Corrispondenza	-
Note caratteristiche	Elevata resistenza e durezza, buona resistenza alla corrosione e minima distorsione nei trattamenti termici. Facilmente formato allo stato ricotto, sviluppa proprietà ben bilanciate con semplice trattamento termico. Utilizzato per paratie e pannelli in nido d'ape ove sia richiesta elevata resistenza ad alte temperature.

Composizione chimica

Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione
Alluminio	0,75 – 1,5	Molibdeno	2,0 – 3,0
Carbonio	≤ 0,09	Nichel	6,5 – 7,75
Cromo	14 – 16	Fosforo	≤ 0,040
Ferro	69,58 – 76,75 (il rimanente)	Silicio	≤ 1,0
Manganese	≤ 1,0	Zolfo	≤ 0,040

Trattamento Termico: Non specificato

Densità [kg/dm ³]	7,8
HRB	88
R _m [N/mm ²]	896
R _{p0,2} [N/mm ²]	372
E [N/mm ²]	200000
G [N/mm ²]	78000
A % alla rottura	35

Materiale	17-4 PH							
Corrispondenza	UNS J92150							
Note caratteristiche	Acciaio ad indurimento da riprecipitazione							
Composizione chimica								
Elemento	Percentuale di alligazione			Elemento	Percentuale di alligazione			
	Carbonio ≤ 0,07				Nichel 3,0 – 5,0			
	Cromo 15,5 – 17,5				Fosforo ≤ 0,040			
	Ferro 69,9 – 78,8 (il rimanente)				Silicio ≤ 1,0			
	Manganese ≤ 1,0				Zolfo ≤ 0,040			
	Niobio + Tantalo 0,15 – 0,45							
Condizioni di fornitura								
Condizione	A	H 900	H 925	H 1025	H 1075	H 1150	H 1150M	
Densità [kg/dm ³]	7,8							
HRC	35	45	43	38	37	35	33	
R _m [N/mm ²]	1103	1448	1379	1276	1207	1103	1034	
R _{p0,2} [N/mm ²]	1000	1379	1345	1172	1148	1034	896	
E [N/mm ²]	200000							
G [N/mm ²]	78000							
A % alla rottura	5	7	8	8	8	11	12	

2.15.3 Leghe speciali resistenti alle alte temperature

Materiale	A286										
Corrispondenza	EN 1.4980, ASME SA 453, DIN EN 10203 3.1										
Note caratteristiche	Lega Fe-Ni-Cr, resistente alle alte temperature; idonea all'impiego per componenti di motori a reazione, turbine.										
Composizione chimica											
Elemento	Percentuale di alligazione			Elemento	Percentuale di alligazione						
	Cromo 13 – 17				Nickel 24 - 28						
	Ferro 53 - 55 (il rimanente)				Titanio 2,0 – 2,2						
	Molibdeno 1,1 – 1,5				Vanadio 0,20 – 0,40						
Principali caratteristiche meccaniche											
Densità [kg/dm ³]	7,92										
HB	304										
HV	-										
R _m [N/mm ²]	1035 (a temperatura ambiente) (380 a 550 °C; 150 a 650 °C; 110 a 675 °C)										
R _{p0,2} [N/mm ²]	760										
E [N/mm ²]	205000										
G [N/mm ²]	80000										
A % alla rottura	25										

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale		Inconel 600	
Corrispondenza			
Note caratteristiche		Legha Fe-Ni-Cr, resistente alle alte temperature.	
Composizione chimica			
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione
Carbonio	≤ 0,15	Manganese	≤ 1,0
Cromo	14 – 17	Nickel	≥ 72
Rame	≤ 0,50	Silicio	≤ 0,5
Ferro	6 - 10	Zolfo	≤ 0,015
Principali caratteristiche meccaniche			
Densità [kg/dm ³]	8,47		
HB	-		
HV	-		
R _m [N/mm ²]	655 (Resistenza alla rottura: 550 a 550 °C; 55 a 816 °C; 12,4 a 982 °C; 6,2 a 1090 °C)		
R _{p0,2} [N/mm ²]	-		
E [N/mm ²]	-		
G [N/mm ²]	-		
A % alla rottura	45		

Materiale		Inconel 718			
Corrispondenza					
Note caratteristiche	Legha complessa Ni-Cr, soggetta a indurimento da riprecipitazione, venne sviluppata nei primi anni '60, rimane tutt'ora il materiale di selezione per le componenti di motori a reazione con temperature d'esercizio inferiori a 1200 °C. buona resistenza alla corrosione e resistenza; ottima saldabilità. Presenza elevate doti di resistenza alla propagazione di cricche fino a 700 °C.				
Composizione chimica					
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione		
Alluminio	0,20 – 0,80	Nickel	50 - 55		
Boro	≤ 0,006	Niobio	4,75 – 5,5		
Carbonio	≤ 0,08	Fosforo	≤ 0,015		
Cobalto	≤ 0,10	Silicio	≤ 0,35		
Rame	≤ 0,30	Zolfo	≤ 0,015		
Ferro	17	Titanio	0,65 – 1,15		
Manganese	≤ 0,35				
Principali caratteristiche meccaniche					
Densità [kg/dm ³]	8,19				
HB	-				
HV	-				
R _m [N/mm ²]	1375 a 23°C; 1100 a 650 °C (Resistenza alla rottura: 593 a 649 ° per 1000 h; 703 a 649 °C per 100 h)				
R _{p0,2} [N/mm ²]	1100 a temperatura ambiente; 980 a 650 °C				
E [N/mm ²]	-				
G [N/mm ²]	-				
A % alla rottura	25				

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale	Hastelloy X		
Corrispondenza	UNS N06002		
Note caratteristiche	Soluzione solida rinforzata, con resistenza alle alte temperature molto buona e resistenza elevata in ambienti ossidanti sino a temperature di 1095 °C. utilizzata per parti forgiate o lavorate di macchina per motori a reazione, industria petrolchimica, produzione di energia e eriscaldamento industriale.		
Composizione chimica			
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione
Boro	≤ 0,008	Manganese	≤ 1,0
Carbonio	0,10	Molibdeno	9,0
Cobalto	1,5	Nickel	47
Cromo	22	Silicio	≤ 1,0
Ferro	18	Tungsteno	0,6
Principali caratteristiche meccaniche			
Densità [kg/dm ³]	8,22		
HB	-		
HV	-		
R _m [N/mm ²]	765 a temperatura ambiente (97 a 1095 °C; 175 a 980 °C; 310 a 870 °C; 465 a 760 °C; 570 a 650 °C; 615 a 540 °C)		
R _{p0,2} [N/mm ²]	380 a temperatura ambiente (44 a 1095 °C; 91 a 980 °C; 195 a 870 °C; 235 a 760 °C; 245 a 650 °C; 245 a 540 °C)		
E [N/mm ²]	205000 a temperatura ambiente (197000 a 200 °C; 186000 a 400 °C; 174000 a 600 °C; 166000 a 700 °C; 158000 a 800 °C; 151000 a 900°C; 139000 a 1000 °C)		
G [N/mm ²]			
A % alla rottura	44,2 a temperatura ambiente (49,5 a 540 °C; 53,4 a 760 °C; 58,3 a 870 °C; 65,1 a 980 °C; 59,8 a 1095 °C)		

2.15.4 Leghe di alluminio

2.15.4.1 Classificazione leghe di alluminio da lavorazione plastica (American Aluminum Association e UNI EN 573-1:2005)

Pur condividendo il medesimo sistema di classificazione, il materiale aeronautico, fabbricato secondo le specifiche AMS (Aerospace Material Standard), è l'unico idoneo all'impiego aeronautico per la garanzia di qualità del prodotto.

Gruppo	Elementi di lega
1	Alluminio tecnico ($Al_{min} = 99,5\%$)
2	Leghe del gruppo Al-Cu (Al-Cu, Al-Cu-Mg, Al-Cu-Mg-Si)
3	Leghe del gruppo Al-Mn (Al-Mn, Al-Mn-Mg, Al-Mn-Si)
4	Leghe del gruppo Al-Si
5	Leghe del gruppo Al-Mg
6	Leghe del gruppo Al-Mg₂Si
7	Leghe del gruppo Al-MgZn₂
8	Leghe del gruppo Al-Li e Al-Fe

2.15.4.2 Sintesi delle caratteristiche principali delle leghe di alluminio da lavorazione plastica

2.15.4.2.1 Leghe del gruppo 1xxx: alluminio puro.

Le leghe presenti in questo gruppo hanno caratteristiche meccaniche relativamente basse anche se incrudite; tuttavia, hanno estremamente elevata duttilità e formabilità e quindi possono essere facilmente lavorate o formate.

Gli allumini della serie 1xxx hanno anche un'eccezionale conducibilità elettrica e grande resistenza a tutti i tipi di ambienti corrosivi (per questo motivo vengono utilizzate per la placcatura di leghe vere e proprie); possono essere facilmente collegate (saldate) con diversi di processi commerciali.

2.15.4.2.2 Leghe del gruppo 2xxx: legante principale rame.

Come principale elemento di lega di questa serie, il rame fornisce una resistenza relativamente elevata perché fornisce un miglioramento delle caratteristiche meccaniche grazie alla solubilizzazione e all'indurimento da riprecipitazione. Molte leghe di alluminio commerciali contengono rame come principale costituente della lega in concentrazioni comprese tra 1% e 10%. Perché queste leghe invecchiano naturalmente a temperatura ambiente, è vantaggioso eseguire qualsiasi lavorazione o formatura richiesta sul metallo subito dopo la tempra di soluzione. Se non è possibile procedere immediatamente con la lavorazione da deformazione plastica, può essere opportuno raffreddarli fino a quando la deformazione plastica non può essere eseguita.

Nella condizione completamente indurita (invecchiamento), la duttilità delle leghe 2xxx è generalmente inferiore rispetto ad altre leghe (tranne in speciali variazioni che verranno discusse più avanti) e la loro resistenza alla corrosione non è buona come quella dell'alluminio puro o della maggior parte delle leghe non trattabili termicamente.

Salvo trattamenti speciali, le leghe della serie 2xxx nelle condizioni T3 e T4 possono essere suscettibile di fessurazione da tenso-corrosione (SCC Stress Corrosion Cracking) quando sollecitate in direzione trasversale (cioè, normale al piano principale di sviluppo del grano). L'indurimento per riprecipitazione migliora la resistenza all'SCC ma la reduce duttilità e tenacità.

La maggior parte delle leghe alluminio-rame non sono facilmente saldabili con processi commerciali, ma sono state sviluppate alcune leghe, come la 2219 e la 2195, soprattutto per applicazioni che richiedono saldatura

2.15.4.2.3 Leghe del gruppo 3xxx: legante principale manganese.

Il manganese fornisce solo un modesto aumento della resistenza anche quando incrudito ma con formabilità e duttilità relativamente elevate, altissima resistenza alla corrosione in quasi tutti gli ambienti.

Le leghe della serie 3xxx sono facilmente saldabili e sono tra le migliori per la brasatura e applicazioni di saldatura.

Le leghe di alluminio-manganese commerciali contengono fino all'1,2% di manganese, ma è opportuno notare che il manganese è comunemente impiegato come componente di lega supplementare nelle leghe delle altre serie allo scopo di aumentarne la resistenza meccanica.

2.15.4.2.4 Leghe del gruppo 4xxx: legante principale silicio

Esistono due tipi di leghe di alluminio contenenti silicio: quelle con **solo silicio**, che non sono molto resistenti ma forniscono ottime caratteristiche di fluidità (colabilità) e finitura e quelle che includono, oltre al silicio, **anche il rame e/o magnesio** e così guadagnano resistenza dal processo di trattamento termico e invecchiamento.

Le leghe del gruppo 4xxx non sono molto resistenti alla corrosione atmosferica e tendono ad "ingrigire" con il tempo in ambienti umidi. È interessante notare che questa caratteristica viene vantaggiosamente utilizzata con tecniche di finitura come anodizzazione per ottenere una varietà di sfumature di grigio.

Poiché il silicio aumenta le caratteristiche di "fluidità" durante le lavorazioni, alcune leghe 4xxx (ad es. 4032) sono utilizzate per forgiati complessi o molto dettagliati come pistoni.

Le leghe 4xxx sono facilmente saldabili e, infatti, includono alcune delle leghe di riempimento per saldatura più utilizzate, grazie alla loro elevata fluidità.

2.15.4.2.5 Leghe del gruppo 5xxx: legante principale magnesio

L'aggiunta di magnesio all'alluminio permette di realizzare leghe non trattabili termicamente tra le più resistenti. Queste leghe sono anche eccezionalmente tenaci, assorbono molta energia durante la frattura e quindi possono essere utilizzate in applicazioni critiche in cui è vitale una elevata tenacità.

Le leghe della serie 5xxx sono facilmente saldabili con processi commerciali.

In generale, le leghe 5xxx hanno anche un'eccellente resistenza alla corrosione atmosferica e all'acqua di mare al punto da poter essere utilizzate in ambienti marini severi. Tuttavia, le leghe con più del 3% di Mg non sono consigliate per impieghi in cui si può riscontrare un'esposizione significativa a temperature elevate poiché potrebbe svilupparsi una certa sensibilizzazione all'SCC. Per questi tipi di applicazioni si consigliano leghe come 5052, 5454 e 5754 contenenti meno magnesio.

2.15.4.2.6 Leghe del gruppo 6xxx: leganti principali magnesio e silicio

Con la contemporanea presenza di magnesio e di silicio, l'alluminio forma una lega quasi binaria con la fase Mg_2Si del sistema magnesio-silicio, che a sua volta fornisce un'eccellente capacità di indurimento per precipitazione. Ciò si traduce in resistenze leggermente superiori a quelle possibili con leghe non trattabili termicamente, combinate con una resistenza alla corrosione generalmente eccellente.

Le leghe della serie 6xxx sono tra le leghe di alluminio più facili da estrudere e sono quindi ampiamente utilizzate per forme complesse (ad esempio con sezioni multicava o alettate). Inoltre, possono essere facilmente collegate con quasi tutti i processi commerciali.

Come per la serie 2xxx, un certo invecchiamento naturale inizia subito dopo il trattamento termico di soluzione, quindi le operazioni di formatura dovrebbero essere programmate subito dopo la tempra del materiale.

2.15.4.2.7 Leghe del gruppo 7xxx: legante principale zinco

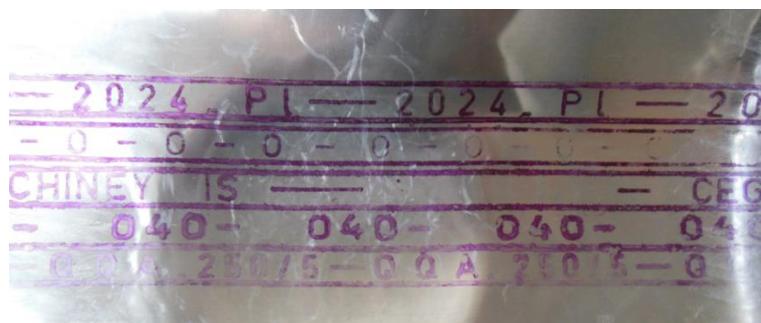
Le leghe di alluminio contenenti zinco, specialmente se combinate con rame e magnesio, forniscono le più alte caratteristiche meccaniche di qualsiasi serie commerciale.

Come gruppo, queste leghe possiedono una resistenza alla corrosione atmosferica relativamente più bassa rispetto ad altre leghe di alluminio e, ad eccezione delle versioni speciali descritte più avanti, sono meno tenaci e maggiormente suscettibili alla fessurazione da tenso-corrosione sotto sollecitazioni trasversali. Per far fronte a queste caratteristiche sono stati sviluppati trattamenti speciali per e sono particolarmente importanti quando le leghe potrebbero essere soggette a elevate sollecitazioni trasversali durante il loro impiego.

Come con le serie 2xxx e 6xxx, le leghe 7xxx invecchiano naturalmente dopo il trattamento termico, quindi è essenziale programmare tutte le operazioni di formatura previste dopo la tempra di soluzione.

2.15.4.2.8 Indicazioni di fornitura

Le lamiere in lega di alluminio da lavorazione plastica, fabbricate secondo standard AMS sono provviste di una stampigliatura che riporta il tipo di lega, il trattamento termico (ovvero di incrudimento), una sigla che individua il fornitore, l'indicazione dello spessore in millesimi di pollice e la specifica di riferimento. Tale stampigliatura è riportata, sulla faccia posteriore della lamiera, nel verso di laminazione e permette, pertanto, di individuare l'andamento delle fibre.



Indicazioni di fornitura riportate su lamiera in lega di alluminio:

- 2024_PI: Materiale (lega 2024 placcata)
- O: Trattamento termico (ricotto)
- ?? Chiney ??: Produttore (dicitura non del tutto leggibile)
- 040: Spessore espresso in millesimi di pollici (40 thou ~ 1 mm)
- QQA 250/5: Specifica di riferimento

2.15.4.3 Indicazioni di impiego per le leghe di alluminio più comuni

LEGA (designazione UNI 573-2)	Riferim.ento Tabella UNI (obsoleto)	Denominazione commerciale	Designaz. A.A. – UNI 573-1	Impieghi di massima
P – AlCu 2,5 MgSi	3577	Avional 21	2117	Ribattini normali
P – AlCu 4 MgMn	3579	Avional 22	2017	Pale eliche, rivestimenti, centine
P – AlCu 4,4 SiMnMg Placc.	3580	---	---	Come sopra, ma con migliore resistenza alla corrosione
P – AlCu 4,4 SiMnMg	3581 S	Avional 14	2014	Eliche, centine
P – AlCu 4,5 MgMn Placc	3582 S	Chitonal 14	Alclad 2014	Alta resistenza alla corrosione, per strutture di forza
P – AlCu 4,5 MgMn	3583 S	Avional 24 Superavional	2024	Elementi fortemente sollecitati (fucinati o estrusi), pale eliche, rivestimenti lavoranti
P – AlCu 4,5 MgMn Placc	3584 S	Chitonal 24	Alclad 2024	Elementi fortemente sollecitati, alta resistenza alla corrosione
P – AlZn 5,8 MgCu	3735 S	Ergal 55	7075	Strutture fortemente sollecitate, longheroni
P – AlZn 5,8 MgCu Placc	3736 S	Ergalplat 55	Alclad 7075	Come sopra, con migliore resistenza alla corrosione
P – AlZn 7,8 MgCu	3737 S	Ergal 65	---	Particolari fortemente sollecitati
P – AlZn 7,8 MgCu Placc	3787 S	Ergalplat 65	---	Come sopra, con migliore resistenza alla corrosione
P AP 99,0	3567	---	1100	Alluminio primario, lavori poco impegnati
G – AlCu 4,5	3044		295 *	Per fusioni impegnative
G – MgAl 8,5 **	---	Atesina T	AZ 81 A	Da trattamento termico; alte caratteristiche meccaniche, per basamenti carrelli, accessori per motori

* le leghe da getto NON hanno una sola designazione USA; quella indicata è una delle possibili
 ** è una lega di magnesio ma è stata inserita per completare il quadro dei materiali metallici non ferrosi di impiego più comune

2.15.4.4 Riassunto delle caratteristiche meccaniche delle leghe di alluminio di impiego più comune

Questo prospetto può essere utilizzato, in via indicativa, come alternativo a quello riportato al punto 2.15.1; non si garantisce il rispetto delle specifiche AMS.

Lega	Densità [kg/dm ³]	HB	HV	R _m [N/mm ²]	R _{p 0,2} [N/mm ²]	Allung %	E [N/mm ²]	G [N/mm ²]
2017 T4	2,79	105	118	427	276	22	72400	27000
2024 O	2,78	47	-	186	75,8	20	73100	28000
2024 T3	2,78	120	137	483	345	18	73100	28000
Alclad 2024 T3	2,78	-	-	448	310	18	73100	28000
2024 T4	2,78	120	137	469	324	20	73100	28000
Alclad 2024 T4	2,78	-	-	441	290	19	73100	28000
2117 T4	2,75	70	81	296	165	27	71000	27000
6061 T4	2,70	65	75	241	145	22-25	68900	26000
Alclad 6061 T4	2,70	-	-	228	131	22	68900	26000
6061 T6	2,70	95	107	310	276	17	68900	26000
Alclad 6061 T6	2,70	-	-	290	255	12	68900	26000
7075 O	2,81	60	68	228	103	17	71700	26900
Alclad 7075 O	2,81	-	-	221	96,5	17	71700	26900
7075 T6	2,81	150	175	572	503	9,0	71700	26900
Alclad 7075 T6	2,81	-	-	524	462	11	71700	26900
7075 T73	2,81	135	155	505	386	8,0	72000	26900
8090 T3	2,54	91	102	304	210	13	77000	-
8090 T8x	2,54	130	149	490	430	7,0	77000	-

Per il diverso modulo di elasticità, impiegare preferibilmente:

- leghe **2024** per particolari sottoposti a **trazione**
- leghe **7075** per particolari sottoposti a **compressione**

2.15.4.5 Principali caratteristiche tecnologiche delle leghe di alluminio da lavorazione plastica

	Durezza Brinell HB	
	Allungamento %	
	Carico di scostamento dalla proporz. R_{p0,2} [N/mm ²]	
	Carico di rottura a trazione R [N/mm ²]	
	Modulo di elasticità E [N/mm ²]	
	Resistività a 20°C [$\mu\Omega \cdot \text{cm}$]	
	Coefficiente dilatazione termica lineare da 20 °C a 300 °C [$\times 10^6 \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$]	
	Conduttività termica a 20 °C [W/(cm·K)]	
	Calore specifico a 100 °C [J/(g·K)]	
	Temperatura di fusione [°C]	
	Massa volumica (densità) [kg/dm ³]	
	Designazione A.A. o UNI 573-1 (EN AW)	
Designazione UNI 573-2		
P – AlCu 2,5 MgSi	2117	2,75
P – AlCu 4 MgMn	2017	2,79
P – AlCu 4 MgMn Placc.	---	2,79
P – AlCu 4,4 SiMnMg	2014	2,80
P – AlCu 4,4 SiMnMg Placc.	Alclad 2014	2,80
P – AlCu 4,5 MgMn UNI	2024	2,77
P – AlCu 4,5 MgMn Placc.	Alclad 2024	2,77
P – AlZn 5,8 MgCu	7075	2,80
P – AlZn 5,8 MgCu Placc.	Alclad 7075	2,80
P – AlZn 7,8 MgCu	---	2,80
P – AlZn 7,8 MgCu	---	2,84

2.15.4.6 Caratteristiche dettagliate leghe di alluminio di impiego più comune

Materiale	2014						
Corrispondenza	UNS A92014; ISO AlCu4SiMg; BS H15 (UK); CSA CS41N (Canada); DIN AlCuSiMn (Germania); NF A-U4SG (Francia); Al2014-O						
Note caratteristiche	Utilizzata ove sia richiesto un elevato rapporto resistenza/durezza, anche per usi ad elevate temperature; forgiati, piastre e estrusi per l'industria aerospaziale (ruote, serbatoi e componenti strutturali principali). Applicazioni in cui sia richiesta elevata resistenza e durezza anche per impieghi ad alte temperature. Scarse caratteristiche di resistenza alla corrosione, si preferisce utilizzare, ove necessario, la versione placcata (Alclad).						
Composizione chimica							
Elemento	Percentuale di alligazione		Elemento	Percentuale di alligazione			
Alluminio	90,4 ÷ 95,0		Manganese	0,40 ÷ 1,2			
Cromo	≤ 0,1		Silicio	0,50 ÷ 1,2			
Rame	3,9 ÷ 5		Titanio	≤ 0,15			
Ferro	≤ 0,70		Zinco	≤ 0,25			
Magnesio	0,20 ÷ 0,80		Altri	≤ 0,15			
Caratteristiche meccaniche							
Stato di trattamento termico	- O	- O (Alclad)	- T3 (Alclad)	- T4 - T451	- T4 (Alclad)	- T6 -T651	- T6 (Alclad)
Densità [kg/dm ³]	2,78						
HB	45			105		135	
HV				118		155	
R _m [N/mm ²]	186	172	434	427	421	483*	469
R _{p0,2} [N/mm ²]	97	69	276	290	255	414**	414
E [N/mm ²]	73100	72400	72400	73100	72400	72400	72400
G [N/mm ²]	28000			28000		28000	
A % alla rottura	18	21	20	12	8 - 14	13***	10
Temperatura di ricottura [°C]	413						
Temperatura di solubilizzazione [°C]	502						
Temperatura di invecchiamento [°C]						160 per 18 h 171 per 10 h (forgiati)	

* a temperatura ambiente (510 a -80 °C, 496 a -28 °C, 439 a 100 °C, 276 a 149 °C,
110 a 204 °C, 66 a 260 °C, 45 a 316 °C, 30 a 371 °C)

** a temperatura ambiente (448 a -80 °C, 427 a -28 °C, 393 a 100 °C, 241 a 149 °C,
90 a 204 °C, 52 a 260 °C, 34 a 316 °C, 24 a 371 °C)

*** a temperatura ambiente (13 a -80 °C, 13 a -28 °C, 15 a 100 °C, 20 a 149 °C,
38 a 204 °C, 52 a 260 °C, 65 a 316 °C, 72 a 371 °C)

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale	2017				
Corrispondenza	UNS A92017, QQ-A-430, QQ-A-222/5, NF A-U46 (Francia), MIL-R-430, CM 41, ISO AlCuMgSi, AlCuMg1 (Germania), L18 (Canada)				
Note caratteristiche	Lega di elevata resistenza e buona lavorabilità. È stata progressivamente sostituita dalla 2024.				
Composizione chimica					
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione		
Alluminio	91,5 ÷ 95,5		Manganese		
Cromo	≤ 0,1		Silicio		
Rame	3,5 ÷ 4,5		Titanio		
Ferro	≤ 0,70		Zinco		
Magnesio	0,40 ÷ 0,80		Altri		
Caratteristiche meccaniche					
Stato di trattamento termico	- O	- T4			
Densità [kg/dm ³]	2,78				
HB	45	105			
HV	99	118			
R _m [N/mm ²]	179	427*			
R _{p0,2} [N/mm ²]	68,9	276**			
E [N/mm ²]	72400	72400			
G [N/mm ²]	27000	27200			
A % alla rottura	22	22***			
Temperatura di ricottura [°C]	340 ÷ 350 °C per lavorazioni a freddo 415 °C per ricottura di parti trattate termicamente				
Temperatura di solubilizzazione [°C]	500 ÷ 510 °C				
Temperatura di invecchiamento [°C]	22 °C (invecchiamento naturale a temperatura ambiente)				

* a temperatura ambiente (448 a -80 °C, 440 a -28 °C, 393 a 100 °C, 275 a 149 °C, 110 a 204 °C, 62 a 260 °C, 40 a 316 °C, 30 a 371 °C)

** a temperatura ambiente (290 a -80 °C, 283 a -28 °C, 270 a 100 °C, 207 a 149 °C, 90 a 204 °C, 52 a 260 °C, 35 a 316 °C, 24 a 371 °C)

*** a temperatura ambiente (24 a -80 °C, 23 a -28 °C, 18 a 100 °C, 15 a 149 °C, 35 a 204 °C, 45 a 260 °C, 65 a 316 °C, 70 a 371 °C)

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale	2024						
Corrispondenza	UNS A92024, ISO AlCu4Mg1, NF A-U4G1 (Francia), DIN AlCuMg2, ASME SB 211, CSA CG24 (Canada), UNI P-AlCu4,5MgMn (Italia)						
Note caratteristiche	Lega di elevata resistenza e buona lavorabilità, ha soppiantato la lega 2017. Lo stato ricotto può essere utilizzato se è previsto un successivo trattamento termico. Utilizzata per elementi strutturali.						
Composizione chimica							
Elemento	Percentuale di alligazione		Elemento	Percentuale di alligazione			
Alluminio	90,7 ÷ 94,7		Manganese	0,30 ÷ 0,90			
Cromo	≤ 0,1		Silicio	≤ 0,50			
Rame	3,8 ÷ 4,9		Titanio	≤ 0,15			
Ferro	≤ 0,50		Zinco	≤ 0,25			
Magnesio	1,20 ÷ 1,80		Altri	≤ 0,15			
Caratteristiche meccaniche							
Stato di trattamento termico	- O	- O (Alclad)	- T3	- T3 (Alclad)	- T4, -T351	- T4 (Alclad)	-T6
Densità [kg/dm ³]	2,78						
HB	47		120		120		
HV			137		137		
R _m [N/mm ²]	186	180	485*	450	470 [§]	440	476 ⁺
R _{p0,2} [N/mm ²]	75	75	345**	310	325 ^{§§}	290	393 ⁺⁺
E [N/mm ²]	73100						
G [N/mm ²]	28000						
A % alla rottura	20	20	18***	18	20 ^{§§§}	19	10+++
Temperatura di ricottura [°C]	413 (2h÷ 3 h per lamiera)						
Temperatura di solubilizzazione [°C]	493						
Temperatura di invecchiamento [°C]	191 (per 8 h ÷ 16 h, stato T6)						

* a temperatura ambiente (503 a -80 °C, 496 a -28 °C, 455 a 100 °C, 379 a 149 °C, 186 a 204 °C, 76 a 260 °C, 52 a 316 °C, 34 a 371 °C)

** a temperatura ambiente (359 a -80 °C, 352 a -28 °C, 331 a 100 °C, 310 a 149 °C, 138 a 204 °C, 62 a 260 °C, 41 a 316 °C, 28 a 371 °C)

*** a temperatura ambiente (17 a -80 °C, 17 a -28 °C, 16 a 100 °C, 11 a 149 °C, 23 a 204 °C, 55 a 260 °C, 75 a 316 °C, 100 a 371 °C)

§ a temperatura ambiente (490 a -80 °C, 476 a -28 °C, 434 a 100 °C, 310 a 149 °C, 179 a 204 °C, 76 a 260 °C, 52 a 316 °C, 34 a 371 °C)

§§ a temperatura ambiente (338 a -80 °C, 324 a -28 °C, 310 a 100 °C, 248 a 149 °C, 131 a 204 °C, 62 a 260 °C, 41 a 316 °C, 28 a 371 °C)

§§§ a temperatura ambiente (19 a -80 °C, 19 a -28 °C, 19 a 100 °C, 17 a 149 °C, 27 a 204 °C, 55 a 260 °C, 75 a 316 °C, 100 a 371 °C)

+ a temperatura ambiente (496 a -80 °C, 483 a -28 °C, 448 a 100 °C, 310 a 149 °C, 179 a 204 °C, 76 a 260 °C, 52 a 316 °C, 34 a 371 °C)

++ a temperatura ambiente (407 a -80 °C, 400 a -28 °C, 372 a 100 °C, 248 a 149 °C, 131 a 204 °C, 62 a 260 °C, 41 a 316 °C, 28 a 371 °C)

+++ a temperatura ambiente (10 a -80 °C, 10 a -28 °C, 10 a 100 °C, 17 a 149 °C, 27 a 204 °C, 55 a 260 °C, 75 a 316 °C, 100 a 371 °C)

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale	2117		
Corrispondenza	UNS A92117		
Note caratteristiche	Lega di buone caratteristiche meccaniche, tipicamente utilizzata per ribattini.		
Composizione chimica			
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento Magnesio Manganese Silicio Altri	
Alluminio	94,3 ÷ 97,6		
Cromo	≤ 0,1		
Rame	2,2 ÷ 3,0		
Ferro	≤ 0,70		
Caratteristiche meccaniche			
Stato di trattamento termico	- T4		
Densità [kg/dm ³]	2,78		
HB	70		
HV	81		
R _m [N/mm ²]	296		
R _{p0,2} [N/mm ²]	165		
E [N/mm ²]	71000		
G [N/mm ²]	27000		
A % alla rottura	27		

Materiale	2219								
Corrispondenza	UNS A92119, ISO AlCu6Mn								
Note caratteristiche	Serbatoi saldati per ossidante (spazio), strutture e rivestimenti velivoli supersonici. Saldabile, utilizzabile in un range di temperature sino a 300 °C. Elevata tenacità alla rottura, nella condizione T8 ha elevata resistenza alla tenso-corrosione.								
Composizione chimica									
Elemento	Percentuale di alligazione			Elemento Manganese Silicio Zinco Altri	Percentuale di alligazione				
Alluminio	97,55 ÷ 99,20				≤ 0,10				
Rame	≤ 0,10				≤ 0,80				
Silicio + Ferro	≤ 0,70				0,80 ÷ 1,30				
Magnesio	≤ 0,10				≤ 0,15				
Caratteristiche meccaniche									
Stato di trattamento termico	-O	-O (Alclad)	-T351	-T351 (Alclad)	-T62	-T62 (Alclad)	-T87	-T87 (Alclad)	
Densità [kg/dm ³]	2,84								
HB	46		100				130		
HV			113				149		
R _m [N/mm ²]	172	< 220*	359*	315	414**	370**	476*	440*	
R _{p0,2} [N/mm ²]	76	< 110*	248*	195	290**	290**	393*	350*	
E [N/mm ²]	73100	73800	73100	73800	73800	73800	73100	73800	
G [N/mm ²]	27000	27700	27000	27700	27700	27700	27000	27700	
A % alla rottura	18	12	17*	10	2 ÷ 8**	6 ÷ 8**	10	6	
Temperatura di ricottura [°C]	413								
Temperatura di solubilizzazione [°C]	535								
Temperatura di invecchiamento [°C]					165 – 190 per 18 h ÷ 36 h				

* Variabile in funzione del prodotto (lastra o lamiera), è indicato il valore tipico (spessore 12,7 mm)

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

** Variabile in funzione del prodotto e della direzione di laminazione

Materiale	5456				
Corrispondenza	QQ-A-250/9, QQ-A-250/20, UNS A95456, ISO AlMg5Mn1				
Note caratteristiche	Corazzature, strutture ad alta resistenza saldate, recipienti in pressione, impieghi marini.				
Composizione chimica					
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione		
Alluminio	91,90 ÷ 94,80	Manganese	0,50 ÷ 1,00		
Cromo	0,05 ÷ 0,20	Silicio	≤ 0,25		
Rame	≤ 0,10	Titanio	≤ 0,20		
Ferro	≤ 0,40	Altri	≤ 0,15		
Magnesio	4,70 ÷ 5,50				
Caratteristiche meccaniche					
Stato di fornitura (incrudo)	-O	-H116; -H531			
Densità [kg/dm ³]	2,66				
HB	83	90			
HV	94	101			
R _m [N/mm ²]	310*	352*			
R _{p0,2} [N/mm ²]	159*	255*			
E [N/mm ²]	71000				
G [N/mm ²]	26000				
A % alla rottura	24*	16*			
Temperatura di ricottura [°C]	343				
Temperatura di lavorazione a caldo [°C]	260 ÷ 510 °C				

* Variabile in funzione dello spessore, è indicato il valore tipico

Materiale	6061				
Corrispondenza	UNS A96061, ISO AlMg1SiCu, CSA GS11N (Canada), BS H20 (UK), AD-33 (Russia)				
Note caratteristiche	Combina resistenza meccanica relativamente elevata, buona lavorabilità e elevata resistenza alla corrosione; facilmente saldabile. Utilizzata per parti non strutturali.				
Composizione chimica					
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione		
Alluminio	95,8 ÷ 98,6			Manganese	
Cromo	0,04 ÷ 0,35			Silicio	
Rame	0,15 ÷ 0,40			Titanio	
Ferro	≤ 0,70			Zinco	
Magnesio	0,80 ÷ 1,20			Altri	
Caratteristiche meccaniche					
Stato di trattamento termico	- O	- O (Alclad)	- T4	- T4 (Alclad)	-T6 -T651
Densità [kg/dm ³]	2,70				
HB	30		65		95
HV			75		107
R _m [N/mm ²]	124	117	241	228	310*
R _{p0,2} [N/mm ²]	55,2	48,3	145	131	276**
E [N/mm ²]	68900				
G [N/mm ²]	26000				
A % alla rottura	~ 25	~ 25	22 ÷ 25		17***
Temperatura di ricottura [°C]	413				
Temperatura di solubilizzazione [°C]	530				
Temperatura di invecchiamento [°C]	160 °C (per laminati; mantenuta per 18h) 177 °C (per estrusi o forgiati; mantenuta per 8 h)				

* a temperatura ambiente (338 a -80 °C, 324 a -28 °C, 290 a 100 °C, 234 a 149 °C, 131 a 204 °C, 51 a 260 °C, 52 a 32 °C, 24 a 371 °C)

** a temperatura ambiente (290 a -80 °C, 283 a -28 °C, 262 a 100 °C, 214 a 149 °C, 103 a 204 °C, 34 a 260 °C, 19 a 316 °C, 12 a 371 °C)

*** a temperatura ambiente (18 a -80 °C, 17 a -28 °C, 18 a 100 °C, 20 a 149 °C, 28 a 204 °C, 60 a 260 °C, 85 a 316 °C, 95 a 371 °C)

Materiale	7050		
Corrispondenza	UNS A7050; ISO AlZn6CuMgZr		
Note caratteristiche	Possiede elevata resistenza meccanica ed elevata resistenza alla tenso-corrosione e corrosione da sfogliamento, alta tenacità alla rottura e elevata resistenza alla fatica. Buona resistenza alle alte temperature; le caratteristiche meccaniche sono molto influenzate dalla temperatura e dai tempi di permanenza. Particolarmente adatto a strutture aeronautiche.		
Composizione chimica			
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione
Alluminio	87,30 ÷ 90,30	Silicio	≤ 0,12
Cromo	≤ 0,40	Titanio	≤ 0,06
Rame	2,00 ÷ 2,60	Zinco	5,70 ÷ 6,70
Ferro	≤ 0,15	Altri	≤ 0,15
Magnesio	1,90 ÷ 2,60	Zirconio	0,08 ÷ 0,15
Manganese	≤ 0,10		
Caratteristiche meccaniche			
Stato di trattamento termico	-T73510; -T73511	-T74 (forgiato)	-T7651 (lastra)
Densità [kg/dm ³]		2,83	
HB	132		140
HV	151		162
R _m [N/mm ²]	496	455 (trasv) - 483 (long) [§]	510*
R _{p0,2} [N/mm ²]	434	372 (trasv) - 414 (long) [§]	455**
E [N/mm ²]		71700	
G [N/mm ²]		26900	
A % alla rottura	12	3 [§]	11***
Temperatura di ricottura [°C]		413	
Temperatura di solubilizzazione [°C]		477	
Temperatura di invecchiamento [°C]		121 177	

* a temperatura ambiente; 221 N/mm² a 204 °C per 10 h, 248 N/mm² a 177 °C per 100 h

** a temperatura ambiente; 207 N/mm² a 204 °C per 10 h, 234 N/mm² a 177 °C per 100 h

*** a temperatura ambiente; 27 a 204 °C per 10 h, 25 a 177 °C per 100 h

§ Indicato un valore medio (rispetto ai differenti spessori)

Materiale	7075					
Corrispondenza	UNS A97075; ISO AlZn5.5MgCu; CSA ZG62 (Canada), NF A-Z5GU (Francia), BS L.95 (UK), DIN AlZnMgCu1,5 (Germania)					
Note caratteristiche	Lega di elevate caratteristiche meccaniche, utilizzata per elementi strutturali fortemente sollecitati. La condizione T6 (con la quale si ottengono le caratteristiche meccaniche più elevate) è particolarmente suscettibile a fenomeni di tenso-corrosione; la condizione T7351 presenta migliori caratteristiche di resistenza alla tenso-corrosione.					
Composizione chimica						
Elemento	Percentuale di alligazione		Elemento	Percentuale di alligazione		
Alluminio	87,10 ÷ 91,40			Manganese	≤ 0,30	
Cromo	0,18 ÷ 0,28			Silicio	≤ 0,40	
Rame	1,20 ÷ 2,00			Titanio	≤ 0,20	
Ferro	≤ 0,50			Zinco	5,10 ≤ 6,10	
Magnesio	2,10 ÷ 2,90			Altri	≤ 0,15	
Caratteristiche meccaniche						
Stato di trattamento termico	- O		- O (Alclad)	- T6 -T651	- T6 (Alclad)	
Densità [kg/dm ³]	2,81					
HB	60		150		135	
HV	68		175		155	
R _m [N/mm ²]	228		221	572*	524*	
R _{p0,2} [N/mm ²]	103		97	503*	462*	
E [N/mm ²]	71700					
G [N/mm ²]	26900					
A % alla rottura	17	17	11*	11*	8**	
Temperatura di ricottura [°C]	415					
Temperatura di solubilizzazione [°C]	466-482					
Temperatura di invecchiamento [°C]	120 ÷ 170					

* Variabile in funzione del prodotto (lastra o lamiera), è indicato il valore medio

** Variabile in funzione del prodotto (lastra o lamiera) e della temperatura, è indicato il valore medio

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale	7178			
Corrispondenza	UNS A95456, ISO AlMg5Mn1			
Note caratteristiche	Impieghi aerospaziali con elevati carichi a compressione. La condizione T6 è facilmente soggetta a corrosione per sfogliamento, la condizione T76 ha caratteristiche meccaniche simili alla lega 7075-T6 e fornisce migliorata resistenza alla corrosione per sfogliamento.			
Composizione chimica				
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione	
Alluminio	85,30 ÷ 89,50		Manganese	≤ 0,30
Cromo	0,18 ÷ 0,20		Silicio	≤ 0,40
Rame	1,60 ÷ 2,40		Titanio	≤ 0,20
Ferro	≤ 0,50		Zinco	6,30 ÷ 7,30
Magnesio	2,40 ÷ 3,10		Altri	≤ 0,15
Caratteristiche meccaniche				
Stato di fornitura (incrudito)	-O	_O (Alclad)	-T6, -T651	-T6, -T651 (Alclad)
Densità [kg/dm ³]	2,83			
HB	60		160	558
HV	68		189	
R _m [N/mm ²]	228	221	607	558
R _{p0,2} [N/mm ²]	103	97	583	490
E [N/mm ²]	71700			
G [N/mm ²]	27000			
A % alla rottura	16	16	11	10
Temperatura di ricottura [°C]	413			
Temperatura di solubilizzazione [°C]	468			
Temperatura di invecchiamento [°C]	121			

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale	8090				
Corrispondenza	UNS A98090				
Note caratteristiche	Lega Al-Li a basso peso specifico, da trattamento termico con caratteristiche meccaniche medie.				
Composizione chimica					
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione		
Alluminio	93,0 ÷ 96,20	Manganese	≤ 0,10		
OCromo	≤ 0,10	Silicio	≤ 0,10		
Rame	1,10 ÷ 1,60	Titanio	≤ 0,10		
Ferro	≤ 0,30	Zinco	≤ 0,25		
Litio	2,2 ÷ 2,7	Zirconio	0,04 ÷ 0,16		
Magnesio	0,60 ÷ 1,30	Altri	≤ 0,15		
Caratteristiche meccaniche					
Stato di trattamento termico	-T3	-T8x			
Densità [kg/dm ³]	2,54				
HB	91	130			
HV	102	149			
R _m [N/mm ²]	340	490			
R _{p0,2} [N/mm ²]	210	430			
E [N/mm ²]	77000				
G [N/mm ²]					
A % alla rottura	13	7			
Temperatura di ricottura [°C]					
Temperatura di solubilizzazione [°C]					
Temperatura di invecchiamento [°C]					

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Lega P-AlZn 5,8 MgCu - 7075 – EN AW 7075 - Ergal 55

Fornitura			Spessore [mm]	Caratteristiche meccaniche			
Tipo		Trattamento		Rm [N/mm ²]	R _{p,0,2} [N/mm ²]	A [%]	HB
Laminati	Lamiere, nastri o bandelle	R	0,5 ÷ 20	186 ÷ 275	88 ÷ 147	9 ÷ 20	50 ÷ 70
			0,5 ÷ 1	530 ÷ 620	446 ÷ 550	7 ÷ 15	145 ÷ 170
		TA	> 1 ÷ < 3	530 ÷ 620	446 ÷ 550	8 ÷ 15	
			13 ÷ 20	530 ÷ 620	446 ÷ 550	6 ÷ 13	

Fornitura			Sezione [mm ²]	Spessore [mm]	Caratteristiche meccaniche			
Tipo		Trattam.			Rm [N/mm ²]	R _{p,0,2} [N/mm ²]	A [%]	HB
Estrusi	Barre a sezione piena, profilati	R	-- --	Tutti	186 ÷ 275	88 ÷ 162	9 ÷ 17	50 ÷ 75
			-- --	1,5 ÷ < 6,5	540 ÷ 645	480 ÷ 590	7 ÷ 11	145 ÷ 170
		TA	-- --	6,5 ÷ < 38	550 ÷ 645	495 ÷ 590	7 ÷ 11	
			< 13000	≥ 38	550 ÷ 645	480 ÷ 590	6 ÷ 10	
			13000 ÷ 21000	≥ 38	540 ÷ 645	480 ÷ 590	5 ÷ 10	

Fornitura			Sezione [10 ³ mm ²]	Caratteristiche meccaniche						
Tipo		Tratt.		Rm [N/mm ²] su provetta longitud	R _{p,0,2} [N/mm ²] su provetta trasvers	A [%] su provetta		HB		
Fucinati e stampati	Stampati	TA	Tutte	515 ÷ 590	490 ÷ 590	446 ÷ 540	427 ÷ 540	6 ÷ 10	2,5 ÷ 6	145 ÷ 170
			< 11	515 ÷ 590	515 ÷ 590	440 ÷ 540	430 ÷ 540	8 ÷ 12	3,5 ÷ 7	145 ÷ 170
		TA	11 ÷ 24	500 ÷ 590	485 ÷ 590	417 ÷ 520	410 ÷ 520	6 ÷ 10	2,5 ÷ 6	
			24 ÷ 93	485 ÷ 590	476 ÷ 590	410 ÷ 520	397 ÷ 510	3,5 ÷ 7	1,5 ÷ 5	140 ÷ 170
	Fucinati, lunghe. > 3 volte la larghezza	TA	< 11	500 ÷ 590	500 ÷ 590	500 ÷ 590	417 ÷ 520	7 ÷ 11	2,5 ÷ 6	
			11 ÷ 24	485 ÷ 590	476 ÷ 590	476 ÷ 580	397 ÷ 510	5 ÷ 9	1,5 ÷ 5	
		TA	24 ÷ 93	476 ÷ 590	460 ÷ 590	460 ÷ 570	380 ÷ 490	2,5 ÷ 6	0,5 ÷ 4	

Fornitura			Spessore [mm]	Diametro [mm]	Caratteristiche meccaniche			
Tipo		Trattam.			Rm [N/mm ²]	R _{p,0,2} [N/mm ²]	A [%]	HB
Trafilati	Tubi	R	0,5 ÷ 13	Tutti	186 ÷ 275	88 ÷ 147	10 ÷ 20	50 ÷ 70
			0,5 ÷ < 1	6,5 ÷ < 50	520 ÷ 620	446 ÷ 550	6 ÷ 15	145 ÷ 170
		TA	1 ÷ 13	6,5 ÷ < 50	530 ÷ 620	446 ÷ 550	7 ÷ 15	
	Tubi	TA	1 ÷ < 6,5	50 ÷ 100	530 ÷ 620	446 ÷ 550	6 ÷ 15	145 ÷ 170
			6,5 ÷ 13	50 ÷ 100	530 ÷ 620	456 ÷ 550	5 ÷ 13	
	Fili	R	-- --	Tutti	186 ÷ 275	88 ÷ 147	6 ÷ 12*	-- --
	Fili	TA	-- --	1 ÷ 8	530 ÷ 620	456 ÷ 550	4 ÷ 10*	-- --

* su 200 mm

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Lega P-AlZn 7,8 MgCu - Ergal 65

Fornitura			Spessore [mm]	Caratteristiche meccaniche			
Tipo		Trattamento		Rm [N/mm ²]	R _{p,0,2} [N/mm ²]	A [%]	HB
Laminati	Lamiere, nastri o bandelle	R	0,5 ÷ 20	185 ÷ 286	88 ÷ 157	8 ÷ 20	60 ÷ 80
			0,5 ≤ 1	550 ÷ 645	470 ÷ 580	5 ÷ 14	155 ÷ 180
		TA	> 1 ÷ < 3	550 ÷ 645	480 ÷ 580	6 ÷ 14	
			13 ÷ 20	550 ÷ 645	480 ÷ 580	4 ÷ 13	

Fornitura			Sezione [mm ²]	Spessore [mm]	Caratteristiche meccaniche			
Tipo		Tratt.			Rm [N/mm ²]	R _{p,0,2} [N/mm ²]	A [%]	HB
Estrusi	Barre a sezione piena, profilati	R	-- --	Tutti	186 ÷ 285	88 ÷ 177	8 ÷ 17	60 ÷ 85
			-- --	1,5 ÷ < 6,5	570 ÷ 665	500 ÷ 590	6 ÷ 10	155 ÷ 180
		TA	-- --	6,5 ÷ < 38	580 ÷ 665	510 ÷ 590	6 ÷ 10	
			< 13000	≥ 38	580 ÷ 665	500 ÷ 590	5 ÷ 9	
			13000 ÷ 21000	≥ 38	570 ÷ 665	500 ÷ 590	4 ÷ 9	

Fornitura			Sezione [10 ³ mm ²]	Caratteristiche meccaniche						
Tipo		Tratt.		Rm [N/mm ²] su provetta		R _{p,0,2} [N/mm ²] su provetta		A [%] su provetta		HB
				longitud	trasvers	longitud	trasvers	longitud	trasvers	
Fucinati e stampati	Stampati	TA	Tutte	550 ÷ 620	525 ÷ 620	470 ÷ 580	446 ÷ 580	5 ÷ 9	1,5 ÷ 5	155 ÷ 180
			< 11	550 ÷ 620	550 ÷ 620	460 ÷ 580	450 ÷ 580	7 ÷ 11	2,5 ÷ 6	155 ÷ 180
	Fucinati, lungh. ≤ 3 volte la larghezza	TA	11 ÷ 24	534 ÷ 620	470 ÷ 610	436 ÷ 560	430 ÷ 560	5 ÷ 9	1,5 ÷ 5	
			24 ÷ 93	470 ÷ 610	470 ÷ 610	430 ÷ 560	417 ÷ 550	2,5 ÷ 6	0,5 ÷ 4	
		TA	< 11	534 ÷ 620	534 ÷ 620	446 ÷ 570	436 ÷ 560	6 ÷ 10	1,5 ÷ 5	155 ÷ 180
			11 ÷ 24	510 ÷ 610	510 ÷ 610	427 ÷ 550	417 ÷ 550	4 ÷ 8	0,5 ÷ 5	
	24 ÷ 93	510 ÷ 610	495 ÷ 600	417 ÷ 550	400 ÷ 530	1,5 ÷ 6	0,5 ÷ 4			

Fornitura			Spessore [mm]	Diametro [mm]	Caratteristiche meccaniche			
Tipo		Trattam.			Rm [N/mm ²]	R _{p,0,2} [N/mm ²]	A [%]	HB
Trafilati	Tubi	R	0,5 ÷ 13	Tutti	186 ÷ 285	88 ÷ 157	9 ÷ 20	60 ÷ 80
			0,5 ÷ < 1	6,5 ÷ < 50	550 ÷ 645	470 ÷ 580	5 ÷ 14	155 ÷ 180
	Tubi	TA	1 ÷ 13	6,5 ÷ < 50	560 ÷ 645	480 ÷ 580	6 ÷ 14	
			1 ÷ < 6,5	50 ÷ 100	560 ÷ 645	480 ÷ 580	5 ÷ 13	155 ÷ 180
	Fili	R	-- --	Tutti	186 ÷ 285	88 ÷ 157	5 ÷ 6*	-- --
	Fili	TA	-- --	1 ÷ 8	560 ÷ 645	480 ÷ 580	3 ÷ 10*	-- --

* su 200 mm

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Lega P-AlCu 4 MgMn – 2017 – EN AW 2017– Avional 22

Fornitura			Dimensioni * [mm]	Caratteristiche meccaniche			
Tipo		Trattamento		Rm [N/mm ²]	R _{p,0,2} [N/mm ²]	A [%]	HB
Laminati	Lamiere, nastri o bandelle	R	0,5 ÷ < 6,5	167 ÷ 225	69 ÷ 108	18 ÷ 26	45 ÷ 65
			6,5 ÷ 13			16 ÷ 24	
			13 ÷ 20			14 ÷ 22	
		THN	0,5 ÷ ≤ 3,5	380 ÷ 430	235 ÷ 285	19 ÷ 23	155 ÷ 180
			> 3,5 ÷ ≤ 6,5	390 ÷ 430		18 ÷ 22	
			> 1 ÷ ≤ 13	390 ÷ 430		15 ÷ 19	
			13 ÷ 20	380 ÷ 430		13 ÷ 17	
Estrusi	Barre a sezione piena, profilati	R	Tutte	177 ÷ 245	59 ÷ 118	11 ÷ 20	45 ÷ 65
		TN	1,5 ÷ ≤ 6,5	375 ÷ 430	215 ÷ 275	15 ÷ 20	100 ÷ 125
			> 6,5 ÷ ≤ 19			12 ÷ 18	
			19 ÷ 38	380 ÷ 440	225 ÷ 295	10 ÷ 16	
			≥ 38 ⁽¹⁾	410 ÷ 460	225 ÷ 235	9 ÷ 14	
			≥ 38 ⁽²⁾	380 ÷ 430	225 ÷ 295	8 ÷ 12	
Fucinati	Tutti	TN	Tutte	375 ÷ 410	205 ÷ 275	14 ÷ 20	100 ÷ 125
Trafilati	Tutti i tubi	R	0,5 ÷ ≤ 1,5	167 ÷ 235	69 ÷ 118	18 ÷ 26	45 ÷ 65
			> 1,5 ÷ < 6	167 ÷ 225	69 ÷ 108	16 ÷ 23	
			≥ 6	167 ÷ 225	69 ÷ 108	14 ÷ 20	
	Tubi, diam. esterno > 6,5 ÷ < 50	THN	0,6 ÷ ≤ 6,5	380 ÷ 420	235 ÷ 285	16 ÷ 20	100 ÷ 125
			> 6,5 ÷ 13	390 ÷ 440	255 ÷ 295	13 ÷ 17	
	Tubi, diam. esterno > 50 ÷ < 150	THN	1 ÷ ≤ 6,5	380 ÷ 420	235 ÷ 285	16 ÷ 20	100 ÷ 125
			> 6,5 ÷ 13	390 ÷ 440	255 ÷ 295	13 ÷ 17	
	Fili	R	> 0,7 ÷ ≤ 8	177 ÷ 240	59 ÷ 118	10 ÷ 16 ⁽³⁾	-- --
		THN	> 0,7 ÷ ≤ 8	390 ÷ 430	265 ÷ 325	10 ÷ 16 ⁽³⁾	

* Dimensioni: spessori per laminati, estrusi e tubi; sezione per fucinati e stampati; diametro per fili.

(1) Sezione < 16000 mm²

(2) Sezione > 16000 mm² ÷ 21000 mm²

(3) A % su 200 mm

Lega P-AlCu 4,4 SiMgMn – 2014 – EN AW 2014 – Avional 14

Fornitura			Dimensioni * [mm]	Caratteristiche meccaniche			
Tipo		Trattamento		Rm [N/mm ²]	R _{p,0,2} [N/mm ²]	A [%]	HB
Estrusi	Barre a sezione piena, profilati	R	Tutte	186 ÷ 205	78 ÷ 123	12 ÷ 18	45 ÷ 55
		TN	Tutte	345 ÷ 380	240-285	12-18	105 ÷ 120
			3 ÷ ≤ 13	410 ÷ 470	368 ÷ 420	7 ÷ 10	125 ÷ 140
		TA	> 13 ÷ < 20	440 ÷ 490	400 ÷ 440	7 ÷ 10	
			> 20 ⁽¹⁾	466 ÷ 520	410 ÷ 460	7 ÷ 10	
			> 20 ⁽²⁾	466 ÷ 520	400 ÷ 440	6 ÷ 9	
Fucinati e stampati	Stampati	TN	Tutte	380 ÷ 440	205 ÷ 245	15 ÷ 19	105 ÷ 120
		TA	Tutte	446 ÷ 480	378 ÷ 410	9 ÷ 13	125 ÷ 140
	Fucinati	TA	≤ 23000 ⁽³⁾	446 ÷ 490	345 ÷ 390	9 ÷ 13	125 ÷ 140
		TA	≤ 23000 ⁽⁴⁾	427 ÷ 480	345 ÷ 390	5 ÷ 9	-- --

* Spessori in mm e sezioni in mm².

(1) Sezione < 16000 mm²

(2) Sezione > 16000 mm² ÷ 21000 mm²

(3) in direzione longitudinale

(4) in direzione trasversale

2.15.4.7 Composizione chimica approssimativa delle leghe di alluminio da lavorazione plastica più comuni – prospetto comparativo

Percentuale di leganti (Al e impurezze: il resto)
--

Leg ^a	Trattam.	Cu	Si	Mn	Mg	Zn	Cr
1100	H	--	--	--	--	--	--
3003	H	--	--	1,2	--	--	--
2017	T	4,0	--	0,5	0,5	--	--
2117	T	2,5	--	--	0,3	--	--
2024	T	4,5	--	0,6	1,5	--	--
5052	H	--	--	--	2,5	--	0,25
6061	T	0,25	0,6	--	1,0	--	0,25
7075	T	1,6	--	--	2,5	5,6	0,3

H: Incrudimento, NON accetta trattamento termico; T: Trattabile termicamente E incrudibile.

2.15.4.8 Classificazione delle leghe di alluminio da fonderia secondo American Aluminum Association

Le leghe di alluminio da fonderia hanno un sistema di classificazione simile a quello delle più note leghe da lavorazione plastica ma presentano una maggiore articolazione nell'indicazione del prodotto. Per tale motivo si ritiene utile fornire maggiori dettagli in merito.

Gruppo	Principale alligante
1xx.x	Alluminio tecnico (Al min=99,5%)
2xx.x	Cu
3xx.x	Si + Cu e/o Mg
4xx.x	Si
5xx.x	Mg

Gruppo	Principale alligante
6xx.x	Non utilizzato
7xx.x	Zn
8xx.x	Sn
9xx.x	Altri elementi

Il 1° numero indica la serie (alligante principale), il 2° e 3° numero indicano la lega specifica (assegnato in base all'ordine di registrazione presso AA); il numero dopo il punto può assumere il valore 0 se si tratta di materiale destinato a fusioni "a disegno" (con un maggior grado di impurità) oppure 1 (o 2) se si tratta di un lingotto la cui composizione è più strettamente controllata. Può essere presente un PREFISSO letterale che indica una variante rispetto alla lega base (per esempio A356 o B356). La citata lega 356.x, con la 357 e la 201.x, sono quelle di impiego più diffuso; è stato possibile recuperare informazioni circa le caratteristiche meccaniche unicamente per la A.356-0.

Sono evidenziati i gruppi di leghe che accettano il trattamento termico successivo (la codifica dei trattamenti termici è comune con le leghe da lavorazione plastica).

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale A356.0				
Composizione chimica				
Elemento	Percentuale di alligazione		Elemento	Percentuale di alligazione
Alluminio	91,1 ÷ 93,3		Silicio	6,5 ÷ 7,5
Rame	≤ 0,20		Titanio	≤ 0,20
Ferro	≤ 0,20		Zinco	≤ 0,10
Magnesio	0,25 ÷ 0,45		Altri	≤ 0,15
Manganese	≤ 0,10			
Caratteristiche meccaniche				
Trattamento termico	-T6 (fusione in sabbia)		- T61 (fusione in conchiglia)	
Densità [kg/dm ³]	2,67		2,67	
HB	70 ÷ 105		70 ÷ 100	
HV	99		96	
R _m [N/mm ²]	≥ 234		≥ 255	
R _{p0,2} [N/mm ²]	≥ 165		≥ 179	
E [N/mm ²]	72400		72400	
G [N/mm ²]	27200		27200	
A % alla rottura	≥ 3,5		≥ 5	
Temperatura di solubilizzazione	535 ÷ 540 °C per 8 h raffreddamento in acqua a 65,5 ÷ 100 °C		535 ÷ 540 °C per 8 h raffreddamento in acqua a 65,5 ÷ 100 °C	
Temperatura di invecchiamento	152 ÷ 157 °C; mantenere per 2 ÷ 5 h; iniziate con materiale solubilizzato			

Materiale A356.1				
Composizione chimica				
Elemento	Percentuale di alligazione		Elemento	Percentuale di alligazione
Alluminio	91,1 ÷ 93,2		Silicio	6,5 ÷ 7,5
Rame	≤ 0,20		Titanio	≤ 0,20
Ferro	≤ 0,15		Zinco	≤ 0,10
Magnesio	0,30 ÷ 0,45		Altri	≤ 0,15
Manganese	≤ 0,10			

Materiale A356.2				
Composizione chimica				
Elemento	Percentuale di alligazione		Elemento	Percentuale di alligazione
Alluminio	91,1 ÷ 93,2		Silicio	6,5 ÷ 7,5
Rame	≤ 0,10		Titanio	≤ 0,20
Ferro	≤ 0,12		Zinco	≤ 0,05
Magnesio	0,30 ÷ 0,45		Altri	≤ 0,15
Manganese	≤ 0,05			

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale	B356.0		
Composizione chimica			
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione
Alluminio	91,4 ÷ 93,2	Silicio Titanio Zinco Altri	6,5 ÷ 7,5
Rame	≤ 0,05		0,04 ÷ 0,20
Ferro	≤ 0,09		≤ 0,05
Magnesio	0,25 ÷ 0,45		≤ 0,15
Manganese	≤ 0,05		

Materiale	B356.2		
Composizione chimica			
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione
Alluminio	91,6 ÷ 93,2	Silicio Titanio Zinco Altri	6,5 ÷ 7,5
Rame	≤ 0,03		0,04 ÷ 0,20
Ferro	≤ 0,06		≤ 0,03
Magnesio	0,30 ÷ 0,45		≤ 0,10
Manganese	≤ 0,03		

Materiale	A357.0		
Composizione chimica			
Elemento	Percentuale di alligazione	Elemento	Percentuale di alligazione
Alluminio	90,7 ÷ 93	Manganese Silicio Titanio Zinco Altri	≤ 0,10
Berillio	0,04 ÷ 0,07		6,5 ÷ 7,5
Rame	≤ 0,20		0,04 ÷ 0,20
Ferro	≤ 0,20		≤ 0,10
Magnesio	0,40 ÷ 0,70		≤ 0,15
Caratteristiche meccaniche			
Trattamento termico	-T62 (fusione in sabbia)	- T61 (fusione in conchiglia)	
Densità [kg/dm ³]	2,67	2,67	
HB	N.D.	85 ÷ 115	
HV	N.D.	113	
R _m [N/mm ²]	310	≥ 310	
R _{p0,2} [N/mm ²]	241	≥ 248	
E [N/mm ²]	72400	72400	
G [N/mm ²]	26800	26800	
A % alla rottura	3,0	≥ 3,0	
Temperatura di solubilizzazione	540,6 °C per 8 h raffreddamento in acqua	540,6 °C per 8 h raffreddamento in acqua	
Temperatura di invecchiamento	171 °C per 3 ÷ 5 h	171 °C per 3 ÷ 5 h	

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Materiale A357.2		Composizione chimica			
Elemento	Percentuale di alligazione		Elemento	Percentuale di alligazione	
Alluminio	91,3 ÷ 93		Manganese	≤ 0,05	
Berillio	0,04 ÷ 0,07		Silicio	6,5 ÷ 7,5	
Rame	≤ 0,03		Titanio	0,04 ÷ 0,20	
Ferro	≤ 0,06		Zinco	≤ 0,05	
Magnesio	0,45 ÷ 0,70		Altri	≤ 0,10	

Materiale A201.0		Composizione chimica			
Elemento	Percentuale di alligazione		Elemento	Percentuale di alligazione	
Alluminio	92,6 ÷ 95,1		Silicio	≤ 0,05	
Rame	4,00 ÷ 5,00		Titanio	0,15 ÷ 0,35	
Ferro	≤ 0,10		Argento	0,40 ÷ 1,0	
Magnesio	0,15 ÷ 0,35		Altri	≤ 0,10	
Manganese	0,20 ÷ 0,40				

Materiale A201.1		Composizione chimica			
Elemento	Percentuale di alligazione		Elemento	Percentuale di alligazione	
Alluminio	97,7 ÷ 95,1		Silicio	≤ 0,05	
Rame	4,00 ÷ 5,00		Titanio	0,15 ÷ 0,35	
Ferro	≤ 0,07		Argento	0,40 ÷ 1,0	
Magnesio	0,20 ÷ 0,35		Altri	≤ 0,10	
Manganese	0,20 ÷ 0,40				

2.15.4.9 Indicazioni di fornitura (AA)

Designazione	Indicazioni relative allo stato di fornitura
- O	Ricotto, ricristallizzato, solo per materiali da lavorazione plastica
- F	Per leghe da lavorazione plastica; come fabbricate, senza limiti alle caratteristiche meccaniche. Per leghe da fonderia, come da getto.
- T2	Ricotto, solo per getti
- T3	Temprato strutturalmente e lavorato a freddo con raddrizzatura e spianatura/stiratura
- T4	Temprato strutturalmente
- T42	Temprato strutturalmente dall'utilizzatore, senza considerare il precedente rinvenimento, solo per 2014 e 2024
- T5	Invecchiato artificialmente (solo per getti)
- T6	Temprato strutturalmente ed invecchiato artificialmente
- T62	Temprato strutturalmente ed invecchiato artificialmente dall'utilizzatore, senza considerare il precedente rinvenimento, solo per 2014 e 2024
- T351, - T451	Temprato strutturalmente, scaricato dagli sforzi per stiramento, per produrre deformazioni permanenti dell' 1-3 %
- T3510, - T4510	
- T3511, - T4511	
- T651, - T851	Temprato strutturalmente, invecchiato artificialmente, scaricato dagli sforzi per stiramento, per produrre deformazioni permanenti dell' 1-3 %
- T6510, - T8510	
- T6511, - T8511	
- T652	Temprato strutturalmente, compresso per produrre una deformazione permanente, invecchiato artificialmente
- T73, - T735	Temprato strutturalmente ed invecchiato artificialmente in maniera speciale; riduce i problemi di tenso-corrosione
- T81	Temprato termicamente, lavorato a freddo per raddrizzatura o spianatura ed invecchiato artificialmente
- T86	Temprato termicamente, lavorato a freddo con riduzione del 6 % ed invecchiato artificialmente
- H12	Incrudito, ad $\frac{1}{4}$ di durezza
- H14	Incrudito, a $\frac{1}{2}$ durezza
- H16	Incrudito, a $\frac{3}{4}$ di durezza
- H18	Incrudito a durezza completa
- H22	Incrudito e parzialmente ricotto, rinvenuto a $\frac{1}{4}$ di durezza
- H24	Incrudito e parzialmente ricotto, rinvenuto ad $\frac{1}{2}$ durezza
- H26	Incrudito e parzialmente ricotto, rinvenuto a $\frac{3}{4}$ di durezza
- H28	Incrudito e parzialmente ricotto, rinvenuto a durezza completa
- H32	Incrudito e stabilizzato, rinvenuto ad $\frac{1}{4}$ di durezza
- H34	Incrudito e stabilizzato, rinvenuto a $\frac{1}{2}$ di durezza
- H36	Incrudito e stabilizzato, rinvenuto a $\frac{3}{4}$ di durezza
- H38	Incrudito e stabilizzato, rinvenuto a durezza completa
- H4xx	Incrudito, laccato o verniciato con cottura in forno
- H112	Come fabbricato, con specifici limiti alle proprietà meccaniche

Le caratteristiche meccaniche delle leghe di alluminio sono grandemente influenzate dal trattamento termico a cui vengono sottoposte; dato il grandissimo numero di trattamenti è, di fatto, impossibile sintetizzare in poche pagine le loro caratteristiche dettagliate.

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

2.15.4.10 Comparazione internazionale leghe di alluminio

ITALIA				USA	GERMANIA		FRANCIA	UK
Designazione alfanumerica (UNI EN 573-2)	Design. numer. (UNI EN 573-1)	Vecchio riferim. UNI	Riferimento attuale (UNI EN 573-3)	Design. AA	Design. alfanum. DIN 1713-3	Lega W.N	Design. AFNOR	Design. alfanum. BS
Serie 1000	P-Al 99,0	1200	3567	EN AW 1200	1100	AL 99	3,0205	A 4
	P-Al99,5	1050A	4507	EN AW 1050A	1050	AL 99,5	3,0255	A 5
	P-Al99,7	1070A	4508	EN AW 1070A	1070	AL 99,7	3,0275	A 7
	P-Al99,8	1080A	4509	EN AW1080A	1080	AL 99,8	3,0285	A 8
	-	-	-	1099	AL 99,98 R	3,0385	A 99	1
Serie 2000	P-AlCu2,6Mg0,5	2117	3577	EN AW 2117	2117	AlCu2,5Mg0,5	3,1305	A-U2G
	P-AlCu4MgMn	2017A	3579	EN AW 2017A	2017	AlCuMg1	3,1325	A-U4G
	P-AlCu4,4SiMgMn	2014	3581	EN AW 2014	2014	AlCuSiMn	3,1255	A-U4SG
	P-AlCu4,5MgMn	2024	3583	EN AW 2024	2024	AlCuMg2	3,1355	A-U4G1
	P-AlCu5,5PbBi	2011	6362	EN AW 2011	2011	AlCuBiPb	3,1655	A-U5PbBi
	P-AlCu4Mg1Pb	2007	-	EN AW 2007	-	AlCuMgPb	3,1645	-
	P-AlCu2,3Mg1,5FeNi	2618A	3578	EN AW 2618A	2618	-	-	A-U2GN
	P-AlCu4PbMg	2030	-	EN AW 2030	-	AlCuMgPb	3,1645	A-U4Pb
Serie 3000	P-AlMn1,2	3103	3568	EN AW 3103	3103	AlMn1	3,0515	-
	P-AlMn1,2Mg0,4	3005	-	EN AW 3005	3005	AlMn1Mg0,5	3,0525	A-MG0,5
	P-AlMn1,2Mg	3004	6361	EN AW 3004	3004	AlMn1Mg1	3,0526	A-M1G
	P-AlMn1,2Cu	3003	7788	EN AW 3003	3003	AlMnCu	3,0517	A-M1
Serie 5000	P-AlMg0,8	5005	5764	EN AW 5005	5005	AlMg1	3,3315	A-G0,6
	P-AlMg1,4	5050	3573	EN AW 5050	5050	AlMg1,5	3,3316	-
	P-AlMg2,5	5052	3574	EN AW 5052	5052	AlMg2,5	3,3523	A-G2,5C
	P-AlMg2,7Mn	5454	7789	EN AW 5454	5454	AlMg2,7Mn	3,3537	A-G2,5MC
	P-AlMg3,5Mn	5154B	3575	EN AW 5154B	5154	AlMg3	3,3535	-
	P-AlMg4,5	5083	7790	EN AW 5083	5083	AlMg4,5Mn	3,3547	A-G4,5MC
	P-AlMg4,4	5086	5452	EN AW 5086	5086	AlMg4,5Mn	3,3547	A-G4,5MC
	P-AlMg5	5056A	-	EN AW 5056	5056	AlMg5	3,3555	A-G5
	P-AlMg3	5754	-	EN AW 5754	5754	AlMg3	3,3535	-
Serie 6000	P-AlMgSi	6060	3569	EN AW 6060	6060	AlMgSi0,5	3,3206	A-GS
	P-AlMgSiCu	6763	6359	EN AW 6763	6763	-	-	-
	P-AlSi0,5Mg	6101	3570	EN AW 6101	-	-	-	-
	P-AlMg1SiCu	6061	6170	EN AW 6061	6061	AlMgSiCu	3,3211	A-GSUC
	P-AlSi1MgMn	6082	3771	EN AW 6082	6351	AlMgSi1	3,2315	A-SGM0,7
	P-AlMg0,6Si0,7MnCr	6005A	-	EN AW 6005A	6005A	AlMgSi0,7	3,3210	A-SG0,5
Serie	P-AlZn5,8Mg0,8Zr	7003	-	EN AW 7003	7003	-	-	-
	-	-	-	-	7079	AlZnMgCu0,5	3,4345	A-Z4GU

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

ITALIA				USA	GERMANIA		FRANCIA	UK
Designazione alfanumerica (UNI EN 573-2)	Design. numer. (UNI EN 573-1)	Vecchio riferim. UNI	Riferimento attuale (UNI EN 573-3)	Design. AA	Design. alfanumum. DIN 1713-3	Lega W.N	Design. AFNOR	Design. alfanum. BS
P-AlZn5,8Mg	7020	7791	EN AW 7020	7020	ALZn4,5Mg1	3,4335	A-Z5G	H17
P-AlZn6Mg2,3Cu1,8Zr	7075	3735	EN AW 7075	7075	ALZnMgCu1,5	3,4365	A-ZGU	2L95 / L160
P-AlZn6Mg2Cu1Zr	7012	-	EN AW 7012	7012	-	-	-	-
P-AlZn6,2Mg2,3Cu1,8Zr	7010A	-	EN AW 7010A	-	-	-	-	DTD513
Serie 8000	P-AlFe0,6Si0,4	8005	-	EN AW 8005	-	-	-	-
	P-AlFe1Si0,2	8079	-	EN AW 8079	-	-	-	-

* Commercializzata anche come RR58 Hiduminium

** Più simile alla lega AA 6063

2.15.5 Leghe di titanio

Materiale		Ti-6Al-4V (6AL-4V)			
Note caratteristiche		Lega alfa-beta, con alluminio e vanadio; è tra le più impiegate. Grade 5, ricotta: Lega alfa-beta, ricotta a 700 °C – 785 °C. Utilizzata palette e dischi, strutture aeronautiche, fasteners, impianti biomedici. STA: Lega alfa-beta; solubilizzata a 900 °C – 955 °C; invecchiata a 540 °C. Utilizzata palette e dischi, strutture aeronautiche, fasteners, impianti biomedici. Grade 23, ricotta: ricotta a 700 °C – 785 °C, eccellente tenacità alla rottura e resistenza alla fatica; utilizzata per componenti strutturali aeronautici e per parti mediche.			
Composizione chimica					
Elemento	Percentuale di alligazione		Elemento	Percentuale di alligazione	
Alluminio	5,50 ÷ 6,75 (5,50 ÷ 6,5)*		Titanio	87,725 ÷ 91 (88,1 ÷ 91)*	
Carbonio	≤ 0,080 (≤ 0,080)*		Ossigeno	≤ 0,10 (≤ 0,13)*	
Idrogeno	≤ 0,015 (≤ 0,0125)*		Vanadio	3,5 ÷ 4,5 (3,5 ÷ 4,5)*	
Ferro	≤ 0,40 (≤ 0,25)*		Altri	≤ 0,30 (≤ 0,40)*	
Azoto	≤ 0,03 (≤ 0,03)*				
Caratteristiche meccaniche					
Condizioni di fornitura	Ricotto (Grade 5)	Barra, ricotto (Grade 5)	STA (Grade 5)	Barra, STA (Grade 5)	Ricotto (Grade 23)*
Densità [kg/dm ³]			4,43		
HB	334	334	379	360	326
HV	349	349	396	376	341
HRC	36	36	41	39	35
R _m [N/mm ²]	950 620 (a 427 °C)	900	1170	1035	860
R _{p0,2} [N/mm ²]	880	830	1100	965	790
E [N/mm ²]	113800	114000	114000	114400	113800
G [N/mm ²]	42100	44000	44000	44000	44000
A % alla rottura	14	10	10	8	15

* ELI = Extra Low Interstitial, a maggiore purezza

Materiale		Ti-6Al-6V-2Sn (6AL-4V-2SN)			
Note caratteristiche		Lega alfa-beta, con alluminio, vanadio e stagno. Buona resistenza alla corrosione, rispetto alla lega Ti-6Al-6V presenta maggiore resistenza, minore tenacità alla rottura, e minore resistenza alla fatica. Utilizzata per strutture aeronautiche, motori a reazione, motori a razzo, componenti per reattori nucleari, componenti per munizionamento.			
Composizione chimica					
Elemento	Percentuale di alligazione		Elemento	Percentuale di alligazione	
Alluminio	5,0 ÷ 6,0		Titanio	82,895 ÷ 87,8	
Carbonio	≤ 0,05		Stagno	1,5 ÷ 2	
Rame	0,35 ÷ 1,0		Ossigeno	≤ 0,20	
Idrogeno	≤ 0,015		Vanadio	5,0 ÷ 6,0	
Ferro	0,35 ÷ 1,0		Altri	≤ 0,30	
Azoto	≤ 0,04				
Caratteristiche meccaniche					

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

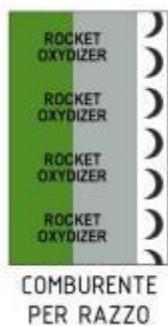
Materiale	Ti-6Al-6V-2Sn (6AL-4V-2SN)		
Condizioni di fornitura	Ricotta a 730 °C	STA (solubilizzata a 870 °C, invecchiata a 565 °C)	STA (solubilizzata a 910 °C, invecchiata a 540 °C per 6 h)
Densità [kg/dm ³]	4,54		
HB	351	389	411
HV	367	407	430
HRC	38	42	44
R _m [N/mm ²]	1050	1100 900 (a 300 °C) 980 (a 100 °C)	1280
R _{p0,2} [N/mm ²]	980	1035 760 (a 300 °C) 820 (a 100 °C)	1210
E [N/mm ²]	110300	112000	117000
G [N/mm ²]	45000	45000	45000
A % alla rottura	14	12 18 (a 300 °C) 15 (a 100 °C)	10

2.15.6 Leghe di magnesio

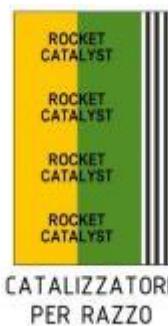
Materiale		AZ91C-F			
Note caratteristiche		Le leghe AZ91A, B, C ed E hanno la medesima composizione ma differiscono nei limiti di purezza. Questa lega è utilizzata per fusioni in conchiglia o in sabbia quando non sono richieste grandi caratteristiche di resistenza alla corrosione.			
Composizione chimica					
Elemento	Percentuale di alligazione		Elemento	Percentuale di alligazione	
Magnesio	90,0		Nichel	≤ 0,010	
Alluminio	8,1 ÷ 9,3		Silicio	≤ 0,30	
Rame	≤ 0,10		Zinco	0,40 ÷ 1,0	
Manganese	≥ 0,13				
Caratteristiche meccaniche					
Condizioni di fornitura	-F		-T4		-T6
Densità [kg/dm ³]			1,81		
HB	63		55		70
HV	71				80
R _m [N/mm ²]	165		275		275
R _{p0,2} [N/mm ²]	97		90		150
E [N/mm ²]	45000		44800		
G [N/mm ²]	17000		17000		
A % alla rottura	2,5		15		6

3 IMPIANTI DI BORDO

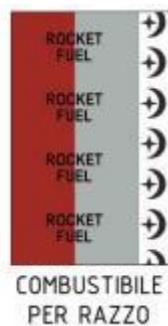
3.1 IDENTIFICAZIONE IMPIANTISTICA (SECONDO MIL-STD-1247 D)



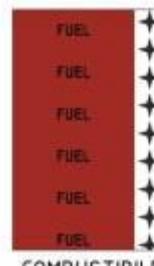
COMBURENTE
PER RAZZO



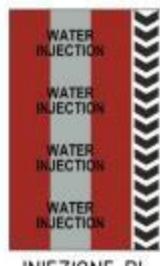
CATALIZZATORE
PER RAZZO



COMBUSTIBILE
PER RAZZO



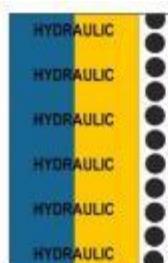
COMBUSTIBILE



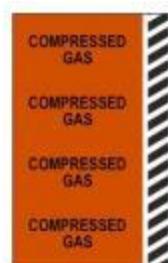
INIEZIONE DI
ACQUA O
METANOL



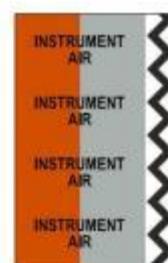
LUBRIFICAZIONE



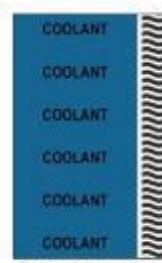
COMANDI
IDRAULICI



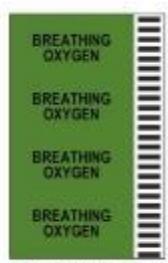
GAS
COMPRESSO



ARIA PER
STRUMENTI



REFRIGERANTE



OSSIGENO PER
RESPIRAZIONE



ARIA PER
CONDIZIONAMENTO

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

 FIRE PROTECTION FIRE PROTECTION FIRE PROTECTION FIRE PROTECTION	 DE-ICING DE-ICING DE-ICING DE-ICING DE-ICING DE-ICING	 PNEUMATIC PNEUMATIC PNEUMATIC PNEUMATIC PNEUMATIC PNEUMATIC	
ANTINCENDIO	ANTIGHIACCIO	COMANDI PNEUMATICI	
 ELECTRICAL CONDUIT ELECTRICAL CONDUIT ELECTRICAL CONDUIT ELECTRICAL CONDUIT	 INERTIZING FLUID INERTIZING FLUID INERTIZING FLUID INERTIZING FLUID	 SOLVENT SOLVENT SOLVENT SOLVENT SOLVENT	
CAVI ELETTRICI	FLUIDO INERTIZZANTE	SOLVENTE	
 MONO PROPELLANT MONO PROPELLANT MONO PROPELLANT MONO PROPELLANT	 VACUUM VACUUM VACUUM VACUUM VACUUM	 BATTERY ACTIVATOR BATTERY ACTIVATOR BATTERY ACTIVATOR BATTERY ACTIVATOR	
MONO PROPELLENTE	VUOTO	ATTIVATORE BATTERIA	
 SKULL AND CROSSBONES	 ARROWS	 FLAM FLAM FLAM FLAM FLAM	
INDICAZIONE DI PERICOLO	INDICAZIONE DIREZIONE DEL FLUSSO	MATERIALI INFIAMMABILI	
		tutti i materiali normalmente riconosciuti come infiammabili o combustibili	
 AAHM AAHM AAHM AAHM AAHM AAHM	 OXYM OXYM OXYM OXYM OXYM	 PHDAN PHDAN PHDAN PHDAN PHDAN	 FPM FPM FPM FPM FPM
MATERIALI DANNOSI ED ANESTETICI	MATERIALI OSSIDANTI	MATERIALI PERICOLOSI	MATERIALI ANTI INCENDIO
tutti i materiali che producono vapori anestetici e altri i liquidi e composti pericolosi per la vita e le cose ma che normalmente non producono quantità pericolose di fumi o vapori	tutti i materiali che forniscono facilmente ossigeno per la combustione ed attivatori d'incendio che reagiscono con esplosione o con sviluppo di calore a contatto con altri	tutti i materiali, di per sé non pericolosi, che sono infiammabili in spazi limitati e che sono trattati in condizioni di pressione o temperatura pericolosa	tutti i materiali in tubazioni o in contenitori di gas compresso per esclusivo uso anti-incendio

Identificazione tubazioni impianti (secondo MIL-STD 1247 D)

3.2 CAPITOLI "ATA"

Al fine di "localizzare" le varie componenti dell'aeromobile e di definire un ordine comune nella manualistica, la ATA (Air Transport Association, associazione di categoria americana) definì un preciso inquadramento delle parti e sistemi; questo inquadramento è conosciuto come "Capitoli ATA". Ad esempio, in ogni manuale la parte riguardante i sistemi di comunicazione sarà descritta al Cap. 23 e al cap. 23-11 saranno descritti i sistemi di comunicazione UHF, e così via. In caso di mancanza di un sistema, la numerazione dei capitoli non è sequenziale ma segue strettamente i capitoli ATA.

01 Reserved for Airline Use	- 15 Ops Check Good
02 Reserved for Airline Use	- 16 Unassigned
03 Reserved for Airline Use	- 17 Unassigned
04 Reserved for Airline Use	
05 TIME LIMITS/ MAINTENANCE CHECKS	18 VIBRATION AND NOISE ANALYSIS (HELICOPTER ONLY)
- 00 General	- 00 General
- 10 Time Limits	- 10 Vibration analysis
- 20 Scheduled Maintenance Checks	- 20 Noise analysis
- 30 & 40 Reserved	
- 50 Unscheduled Maintenance checks	
06 DIMENSIONS AND AREAS	19 Unassigned
07 LIFTING & SHORING	20 STANDARD PRACTICES AIRFRAME
- 00 General	- 00 Electrical Standard Items/Practices
- 10 Jacking	- 90 Reserved for Airline Use
- 20 Shoring	
08 LEVELING & WEIGHING	21 AIR CONDITIONING
- 00 General	- 00 Air Conditioning General
- 10 Weighing and Balancing	- 10 Compression
- 20 Leveling	- 20 Distribution
09 TOWING & TAXIING	- 30 Pressurization Control
- 00 General	- 40 Heating
- 10 Towing	- 50 Cooling
- 20 Taxiing	- 60 Temperature Control
10 PARKING, MOORING, STORAGE & RETURN TO SERVICE	- 70 Moisture/Air Contaminant Control
11 PLACARDS AND MARKINGS	22 AUTO FLIGHT
- 00 General	- 00 General
- 10 Exterior Color Schemes and Markings	- 10 Autopilot
- 20 Exterior Placards and Markings	- 20 Speed Attitude Correction
- 30 Interior Placards	- 30 Auto Throttle
12 SERVICING.	- 40 System Monitor
- 00 General	- 50 Aerodynamic Load Alleviating
- 10 Replenishing	
- 20 Scheduled Servicing	23 COMMUNICATIONS
- 30 Unscheduled Servicing	- 00 General
- 13 Unservicing	- 10 Speech Communications
- 14 Reservicing	- 15 SATCOM
	- 20 Data Transmission and Automatic Calling
	- 30 Passenger Address, Entertainment and Comfort
	- 40 Interphone
	- 50 Audio Integrating
	- 60 Static Discharging
	- 70 Audio & Video Monitoring

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

	- 80 Integrated Automatic Tuning	- 40 Windows, Windshields and Doors
24	ELECTRICAL POWER	- 50 Antennas and Radomes
	- 00 General	- 60 Propellers/Rotors
	- 10 Generator Drive	- 70 Water Lines
	- 20 AC Generation	- 80 Detection
	- 30 DC Generation	
	- 40 External Power	
	- 50 AC Electrical Load Distribution	
	- 60 DC Electrical Load Distribution	
25	EQUIPMENT/FURNISHINGS	
	- 00 General	
	- 10 Flight Compartment	
	- 20 Passenger Compartment	
	- 30 Galley	
	- 40 Lavatories	
	- 50 Additional Compartments	
	- 60 Emergency	
	- 70 Available	
	- 80 Insulation	
26	FIRE PROTECTION	
	- 00 General	
	- 10 Detection	
	- 20 Extinguishing	
	- 30 Explosion Suppression	
27	FLIGHT CONTROLS	
	- 00 General	
	- 10 Aileron & Tab	
	- 20 Rudder & Tab	
	- 30 Elevator & Tab	
	- 40 Horizontal Stabilizer	
	- 50 Flaps	
	- 60 Spoiler, Drag Devices and Variable Aerodynamic Fairings	
	- 70 Gust Lock & Dampener	
	- 80 Lift Augmenting	
28	FUEL	
	- 00 General	
	- 10 Storage	
	- 20 Distribution	
	- 30 Dump	
	- 40 Indicating	
29	HYDRAULIC POWER	
	- 00 General	
	- 10 Main	
	- 20 Auxiliary	
	- 30 Indicating	
30	ICE AND RAIN PROTECTION	
	- 00 General	
	- 10 Airfoil	
	- 20 Air Intakes	
	- 30 Pitot and Static	
31	INDICATING/RECORDING SYSTEMS	
	- 00 General	
	- 10 Instrument & Control Panels	
	- 20 Independent Instruments	
	- 30 Recorders	
	- 40 Central Computers	
	- 50 Central Warning Systems	
	- 60 Central Display Systems	
	- 70 Automatic Data Reporting Systems	
32	LANDING GEAR	
	- 00 General	
	- 10 Main Gear and Doors	
	- 20 Nose Gear and Doors	
	- 30 Extension and Retraction	
	- 40 Wheels and Brakes	
	- 50 Steering	
	- 60 Position Indication and Warning	
	- 70 Supplementary Gear	
33	LIGHTS	
	- 00 General	
	- 10 Flight Compartment	
	- 20 Passenger Compartment	
	- 30 Cargo and Service Compartments	
	- 40 Exterior	
	- 50 Emergency Lighting	
34	NAVIGATION	
	- 00 General	
	- 10 Flight Environment Data	
	- 20 Attitude & Direction	
	- 30 Landing and Taxiing Aids	
	- 40 Independent Position Determining	
	- 50 Dependent Position Determining	
	- 60 Flight Management Computing	
35	OXYGEN	
	- 00 General	
	- 10 Crew	
	- 20 Passenger	
	- 30 Portable	
36	PNEUMATIC	
	- 00 General	
	- 10 Distribution	
	- 20 Indicating	

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

37 VACUUM	- 00 General - 10 Distribution - 20 Indicating	- 00 General - 10 Power Plant - 20 Engine - 30 Engine Fuel and Control - 40 Ignition/Starting - 50 Air - 60 Engine Controls - 70 Indicating - 80 Exhaust - 90 Oil
38 WATER/WASTE	- 00 General - 10 Potable - 20 Wash - 30 Waste Disposal - 40 Air Supply - 39 Unassigned - 40 Unassigned	50 CARGO AND ACCESSORY COMPARTMENTS - 00 General - 10 Cargo Compartments - 20 Cargo Loading Systems - 30 Cargo Related Systems - 40 Available - 50 Accessory - 60 Insulation
41 WATER BALLAST	- 00 General - 10 Storage - 20 Dump - 30 Indication - 42 Integrated Modular Avionics - 43 Unassigned	51 STANDARD PRACTICES, GENERAL - 00 General - 10 Investigation, Cleanup and Aerodynamic Smoothness - 20 Processes - 30 Materials - 40 Fasteners - 50 Support of Airplane for Repair and Alignment Check Procedures - 60 Control Surface Balancing - 70 Repairs - 80 Electrical Bonding
44 CABIN SYSTEMS	- 00 General - 10 Cabin Core System - 20 Inflight Entertainment System - 30 External Communication System - 40 Cabin Mass Memory System - 50 Cabin Monitoring System - 60 Miscellaneous Cabin System	52 DOORS - 00 General - 10 Passenger/Crew - 20 Emergency Exit - 30 Cargo - 40 Service and Miscellaneous - 50 Fixed Interior - 60 Entrance Stairs - 70 Monitoring and Operation - 80 Landing Gear
45 CENTRAL MAINTENANCE SYSTEM (CMS)	- 00 General - 5 thru 19 CMS/Aircraft General - 20 thru 49 CMS/Airframe Systems - 45 Central Maintenance System - 50 thru 59 CMS/Structures - 60 thru 69 CMS/Propellers - 70 thru 89 CMS/Power Plant	53 FUSELAGE - 00 General - 10 thru 90 (as required) Fuselage Sections
46 INFORMATION SYSTEMS	- 00 General - 10 Airplane General Information Systems - 20 Flight Deck Information Systems - 30 Maintenance Information Systems - 40 Passenger Cabin Information Systems - 50 Miscellaneous Information Systems	54 NACELLES/PYLONS - 00 General - 10 thru 40 (As Required) Nacelle Section - 50 thru 80 (As Required) Pylon
47 NITROGEN GENERATION SYSTEM		
48 Unassigned		
49 AIRBORNE AUXILIARY POWER		55 STABILIZERS

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

- 00 General	- 20 Rotor head
- 10 Horizontal Stabilizer or Canard	- 30 Available
- 20 Elevator	- 40 Indicating
- 30 Vertical Stabilizer	
- 40 Rudder	
56 WINDOWS	65 TAIL ROTOR DRIVE
- 00 General	- 00 General
- 10 Flight Compartment	- 10 Shafts
- 20 Passenger Compartment	- 20 Gearboxes
- 30 Door	- 30 Available
- 40 Inspection and Observation	- 40 Indicating
57 WINGS	66 FOLDING BLADES/PYLON
- 00 General	- 00 General
- 10 Center Wing	- 10 Rotor blades
- 20 Outer Wing	- 20 Tail pylon
- 30 Wing Tip	- 30 Controls and Indicating
- 40 Leading Edge and Leading-Edge Devices	
- 50 Trailing Edge Trailing Edge Devices	
- 60 Ailerons and Elevons	
- 70 Spoilers	
- 80 (as required)	
- 90 Wing Folding System	
58 Unassigned	67 ROTORS FLIGHT CONTROL
59 Reserved for Airline Use	- 00 General
60 STANDARD PRACTICES PROPELLER/ROTOR	- 10 Rotor
61 PROPELLERS/PROPULSION	- 20 Antitorque Rotor control (Yaw control)
- 00 General	- 30 Servocontrol System
- 10 Propeller Assembly	
- 20 Controlling	
- 30 Braking	
- 40 Indicating	
- 50 Propulsor Duct	
62 ROTOR(S)	70 STANDARD PRACTICES ENGINES
- 00 General	- 71 POWER PLANT
- 10 Rotor blades	- 00 General
- 20 Rotor head(s)	- 10 Cowling
- 30 Rotor Shaft(s)/Swashplate Assies	- 20 Mounts
- 40 Indicating	- 30 Fire seals
63 ROTOR DRIVE(S)	- 40 Attach Fittings
- 00 General	- 50 Electrical Harness
- 10 Engine/Gearbox couplings	- 60 Air Intakes
- 20 Gearboxes	- 70 Engine Drains
- 30 Mounts, attachments	
- 40 Indicating	
64 TAIL ROTOR	72 ENGINE TURBINE/TURBO PRODUCED FAN/UNDUCTED FAN
- 00 General	- 00 General
- 10 Rotor blades	- 10 Reduction Gear, Shaft Section (Turbo Prop and/or Front Mounted Gear Driven Propulsor)
	- 20 Air Inlet Section
	- 30 Compressor Section
	- 40 Combustion Section
	- 50 Turbine Section
	- 60 Accessory Drives
	- 70 Bypass Section
	- 80 Propulsor Section (Rear Mounted)
	72 ENGINE RECIPROCATING
	- 00 General
	- 10 Front Section
	- 20 Power Section
	- 30 Cylinder Section
	- 40 Supercharger Section
	- 50 Lubrication

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

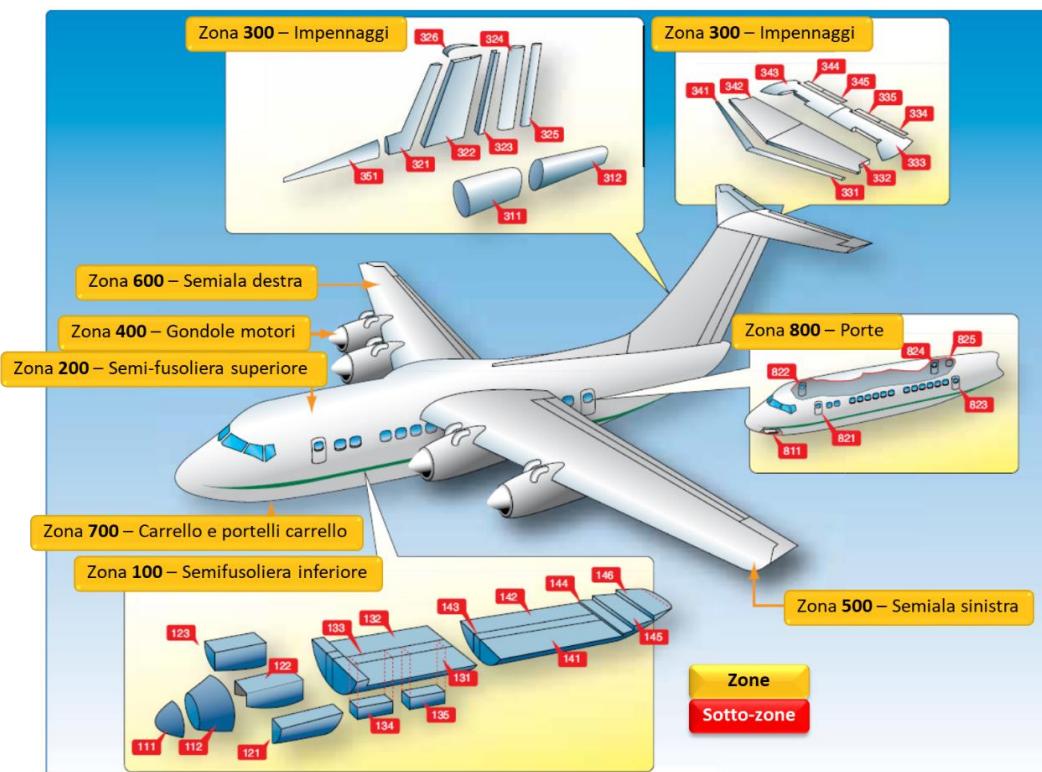
73	ENGINE FUEL AND CONTROL	- 40 Indicating
	- 00 General	
	- 10 Distribution	
	- 20 Controlling	
	- 30 Indicating	
74	IGNITION	
	- 00 General	
	- 10 Electrical Power	
	- 20 Distribution	
	- 30 Switching	
75	AIR	
	- 00 General	
	- 10 Engine Anti Icing	
	- 20 Cooling	
	- 30 Compressor Control	
	- 40 Indicating	
76	ENGINE CONTROLS	
	- 00 General	
	- 10 Power Control	
	- 20 Emergency Shutdown	
77	ENGINE INDICATING	
	- 00 General	
	- 10 Power	
	- 20 Temperature	
	- 30 Analyzers	
	- 40 Integrated Engine Instrument Systems	
78	EXHAUST	
00	General	
	- 10 Collector/Nozzle	
	- 20 Noise Suppressor	
	- 30 Thrust Reverser	
	- 40 Supplementary Air	
79	OIL	
	- 00 General	
	- 10 Storage	
	- 20 Distribution	
	- 30 Indicating	
80	STARTING	
	- 00 General	
	- 10 Cranking	
81	TURBINES	
	- 00 General	
	- 10 Power Recovery	
	- 20 Turbo Supercharger	
82	WATER INJECTION	
	- 00 General	
	- 10 Storage	
	- 20 Distribution	
	- 30 Dumping and Purging	
		- 40 Indicating
83	ACCESSORY GEARBOXES	
	- 00 General	
	- 10 Drive Shaft Section	
	- 20 Gearbox Section	
84	PROPULSION AUGMENTATION	
	- 00 General	
	- 10 Jet Assist Take off	
85	RECIPROCATING ENGINE	
	- 00 General	
	- 10 Fuel Cell Stack	
86	Unassigned	
87	Unassigned	
88	Unassigned	
89	Unassigned	
90	Unassigned	
91	CHARTS	
92	Unassigned	
93	Unassigned	
94	Unassigned	
95	Reserved for Airline Use	
96	Reserved for Airline Use	
97	WIRING REPORTING	
98	Reserved for Airline Use	
99	Unassigned	
100	Do not use	
101	Do not use	
102	Do not use	
103	Do not use	
104	Do not use	
105	Do not use	
106	Do not use	
107	Do not use	
108	Do not use	
109	Do not use	
110	Do not use	
111	Do not use	
112	Do not use	
113	Do not use	
114	Do not use	

115 FLIGHT SIMULATOR SYSTEMS/WORK SIMULATION

3.3 MAJOR ZONES AND SUBZONES IN AIRCRAFT

La ATA ha provveduto anche a classificare le zone dell'aeromobile (con particolare attenzione agli aeroplani) secondo lo schema seguente; in ogni zona i singoli velivoli hanno un sistema di numerazione più dettagliato ma, essendo specifico del velivolo, non viene esposto:

Major zone	Area
100	Lower half of the fuselage to the rear pressure bulkhead (below the main cabin deck)
200	Upper half of the fuselage to the rear pressure bulkhead
300	Empennage, including fuselage aft of the rear pressure bulkhead
400	Power plants and struts or pylons
500	Left wing
600	Right wing
700	Landing gear and landing gear doors
800	Doors
900	Reserved for uncommon differences between aircraft types not covered by standard series numbers



3.4 IMPIANTI DI BORDO

(Ing. MICHELE CASSETTI, con integrazioni di L. Ferrazzi)

Da "Manuale di Tecnica Aeronautica", ed. Cremonese, 1971.

Trattandosi di un testo datato, il contenuto del capitolo, soprattutto in termini di prestazioni, deve essere attentamente soppesato. Sono stati effettuati minimi aggiustamenti di lessico per evitare termini obsoleti e sono state aggiornate, con minimi arrotondamenti, le unità di misura.

Le eventuali integrazioni (*in corsivo*), se non diversamente indicato, non modificano quanto segnalato.

Eventuali schemi di dettaglio seguono questa trattazione.

In generale gli impianti principali di bordo di un velivolo si suddividono impianto combustibile, lubrificazione, raffreddamento del motore, idraulico, elettrico, pneumatico, pressurizzazione e condizionamento d'aria, alimentazione ossigeno, antincendio, antighiaccio, illuminazione interna ed esterna;

3.4.1 IMPIANTO DI RAFFREDDAMENTO

Lo scopo del circuito di raffreddamento è quello di mantenere entro certi limiti la temperatura dei vari organi del motore e degli accessori del motore stesso. *Il calore disperso dal sistema di raffreddamento rappresenta una parte rilevante dell'energia dispersa (circa 16%) (Figura 1).*

Il circuito di raffreddamento varia sostanzialmente passando dal motore a pistoni ai motori a reazione. Per questi ultimi si tratta di raffreddare il cono di scarico e i cuscinetti del banco del rotore.

Per i motori a pistoni la temperatura del ciclo è di circa 500 °C, mentre la

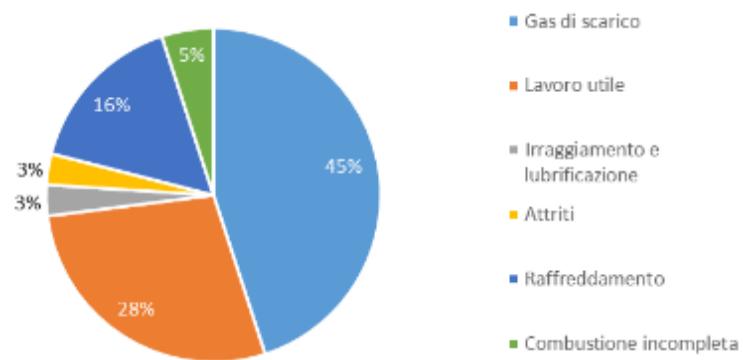


Fig. 1: Schema del bilancio termico di un motore alternativo

temperatura media delle pareti del cilindro è di circa 400 °C. A queste temperature l'olio di lubrificazione brucerebbe, per cui è necessario ridurre la temperatura media del cilindro; alla base del cilindro si avranno 100 °C ÷ 130 °C mentre alla testata si può giungere sino a 180 °C ÷ 220 °C.

3.4.1.1 Raffreddamento ad aria

In questo tipo di raffreddamento, l'aria circola fra le alette di raffreddamento delle quali vengono opportunamente dotati i cilindri e le testate dei cilindri stessi. Poiché l'energia da smaltire è dell'ordine di 400 kCal/CV h = 2275 kJ/kW h, la ventilazione dei cilindri deve essere efficace; viene pertanto sfruttato il vento relativo dovuto all'avanzamento del velivolo, costringendo l'aria a lambire le varie parti dei cilindri mediante deflettori (per la migliore canalizzazione del flusso d'aria). Per raggiungere le condizioni di funzionamento sopra esposte, la superficie delle alette di raffreddamento esposta al flusso d'aria deve essere relativamente grande ($200 \div 250 \text{ cm}^2/\text{CV} = 0,027 \div 0,034 \text{ m}^2/\text{kW}$).

L'architettura dei motori raffreddati ad aria può essere:

- a cilindri in linea
- a cilindri a "V" (poco diffusa)
- a cilindri contrapposti
- a cilindri radiali

Nei primi tre casi si ottengono ridotte sezioni frontali, con riduzione dei coefficienti di resistenza aerodinamici ma con una certa difficoltà nel raffreddare adeguatamente i cilindri posteriori. Nel caso di cilindri disposti radialmente l'esposizione dei cilindri al flusso d'aria è meno problematica (ad esclusione di grandi motori a 3-4 ordini di cilindri) ma l'aerodinamica viene penalizzata.

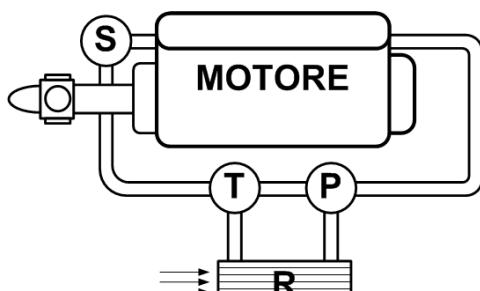
Nei motori stellari, per aumentare l'efficacia del raffreddamento e ridurre il coefficiente di resistenza aerodinamica si ricorre agli anelli o alle cappottature NACA che hanno anche lo scopo di raccordare il motore con la fusoliera o con il bordo d'attacco dell'ala. L'afflusso dell'aria viene regolato con flabelli mobili comandati dal pilota (aperti a terra) che vengono installati nella parte posteriore della cappottatura (figura 2). Il sistema, nella sua semplicità, presenta essenzialmente due inconvenienti:

- irregolarità di funzionamento a causa della diversa velocità con la quale l'aria investe i cilindri (si deve considerare l'effetto perturbante dell'elica)
- dipendenza del raffreddamento dalla velocità di avanzamento e non dall'energia termica da smaltire.

Un problema particolare lo presentano i motori che comandano eliche spingenti; in questo caso si deve ricorrere ad attenta canalizzazione dei flussi d'aria che devono garantire adeguate portate in tutte le condizioni di funzionamento.

3.4.1.2 Raffreddamento a liquido

I motori alternativi raffreddati a liquido presentano migliori caratteristiche di penetrazione aerodinamica e si presentano, in genere, con disposizione dei cilindri a V; più raramente si sono visti motori con cilindri disposti a W (18 cilindri) o ad H (24 cilindri). Il raffreddamento a liquido si presenta però penalizzante in termini di pesi e di componenti dell'impianto, dovendo comprendere serbatoio del liquido, radiatori, tubazioni e pompe. Per motori di elevata potenza l'ingombro dei radiatori può essere importante, tanto da inficiare la maggiore finezza aerodinamica del motore.



S Serbatoio T Valvola termostatica
 P Pompa di circolo R Radiatore

Fig. 3: Schema di circuito di raffreddamento a liquido

termiche del liquido, ne impedisce il congelamento e ne innalza il punto di ebollizione. Il punto di ebollizione della miscela viene comunque ulteriormente elevato con la pressurizzazione dell'impianto di raffreddamento.

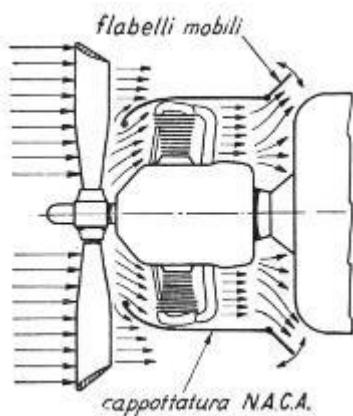


Fig. 2: Cappottatura NACA con flabelli mobili

Questo sistema consiste nel raffreddare le varie parti del cilindro e delle sedi delle valvole facendo lambire queste parti da un liquido messo in circolazione forzata da una pompa (figura 3). A sua volta il liquido viene raffreddato da un radiatore esposto al vento relativo. In genere il liquido di raffreddamento impiegato è *glicole etilenico puro* (se il circuito non è pressurizzato) ma può essere costituito da una miscela composta per il 70% da acqua distillata e per il 30% da glicole etilenico se il circuito viene pressurizzato a 3 bar (300 kPa). La presenza del glicole etilenico migliora le caratteristiche

Per il buon funzionamento del motore è bene che la temperatura del liquido refrigerante in entrata al motore sia compresa tra i 70 °C ed i 105 °C; *in uscita dal motore la temperatura deve essere compresa tra i 105 °C (in crociera) ed i 135 °C (al decollo)*. Al fine di mantenere la temperatura nel range desiderato e per velocizzare il riscaldamento del motore all'avviamento, una valvola termostatica regola la quantità di liquido inviata al radiatore *che è comunque dotato di flabelli per la regolazione del flusso di aria che lo lambisce*.

3.4.2 CONDIZIONAMENTO (Environmental Control System) (Capitolo ATA 21)

3.4.2.1 Generalità

Il volo alle alte quote pone il problema della sopravvivenza e del confort dell'uomo in un ambiente non adatto alla vita dell'uomo; sono quindi necessarie l'alimentazione di ossigeno, la pressurizzazione delle cabine ed il condizionamento dell'aria (*riscaldamento, raffrescamento, deumidificazione e purificazione*).

L'aria secca a livello del mare ha la seguente composizione: ossigeno 20,94%, azoto 78,09%, anidride carbonica 0,04%, gas rari 0,93%. Tale composizione rimane invariata sino alla quota di 25000 m ma la pressione e la temperatura dell'aria diminuiscono secondo le note leggi dell'aria tipo. In modo particolare è da ricordare che:

- a 5500 m la pressione atmosferica si riduce a $\frac{1}{2}$ di quella esistente a livello del mare;
- a 9000 m la pressione atmosferica si riduce a $\frac{1}{3}$ di quella esistente a livello del mare;
- a 12000 m la pressione atmosferica si riduce a $\frac{1}{5}$ di quella esistente a livello del mare.

La pressione parziale dell'ossigeno diminuisce nella stessa proporzione della pressione totale dell'aria secondo la legge di Dalton; a quota zero è pari a 159,6 mmHg = 212,8 hPa.

La diminuzione della pressione dell'aria e della pressione parziale di ossigeno generano due effetti sull'organismo umano:

- a) effetto fisico: dovuto all'abbassamento della pressione totale che si manifesta, *in condizioni estreme*, come liberazione dei gas dello stomaco e degli intestini, liberazione dell'azoto dissolto nei liquidi organici (embolie), ebollizione di liquidi organici;
- b) effetto chimico: dovuto all'abbassamento parziale della pressione dell'ossigeno, che si manifesta nella modifica dell'approvvigionamento dell'ossigeno da parte del corpo umano. Questo fenomeno, detto anossia, determina l'abbassamento del tenore di ossigeno nei tessuti e nei liquidi dell'organismo e rappresenta la principale causa di disturbi nei voli di alta quota (*stordimento, scarsa capacità di concentrazione, sonnolenza*).

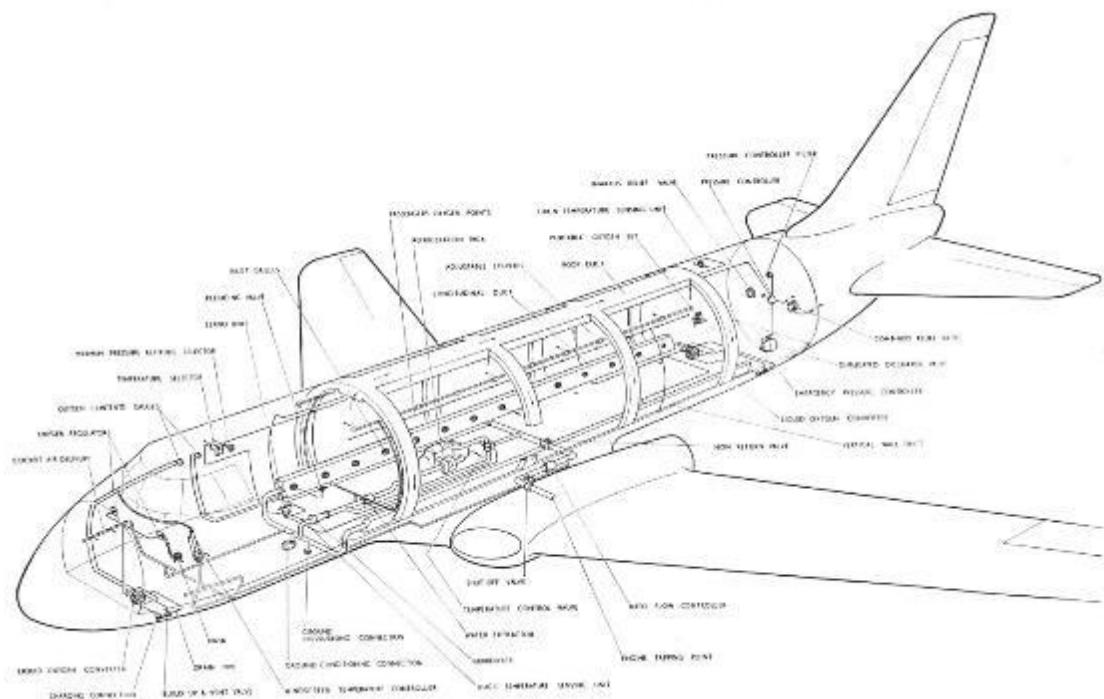


Fig. 4: Schematizzazione di un sistema ECS (Environmental Control System) di un velivolo per il trasporto passeggeri

3.4.2.2 Alimentazione ossigeno

Lo scopo di questi impianti è quello di mantenere la pressione parziale di ossigeno a valori sopportabili dall'organismo.

L'ossigeno può essere somministrato in due modi:

- a) surossigenando l'aria della cabina
 - b) tramite impianti detti "inalatori d'ossigeno"

Il primo sistema consiste nell'arricchire la percentuale d'ossigeno della cabina con immissione diretta di ossigeno. L'ossigeno è ottenuto sia da bombole ove è contenuto in forma gassosa (*compresso*) sia dalla evaporazione di ossigeno liquido contenuto in appositi contenitori. Per la produzione di ossigeno ora si utilizzano anche filtri a setaccio molecolare che permettono di separare l'ossigeno dall'aria e garantiscono, di fatto, autonomie praticamente illimitate. La pressione totale dell'aria viene mantenuta, per mezzo di un'apposita valvola, uguale alla pressione atmosferica esistente alla quota di volo. L'aria viene fatta ricircolare in circuito chiuso, venendo fatta passare attraverso un dispositivo che, oltre a condizionarla (si fuma, quando vengono scritte le note, organizzando così il flusso d'aria).

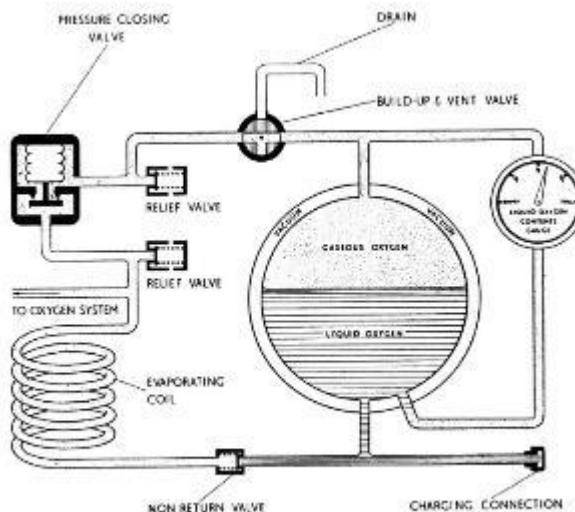


Fig. 5: Schema dell'impianto ossigeno liquido

ossigeno si può raggiungere una quota massima di 6000 m. *Questo sistema è non più utilizzato anche per l'intrinseco pericolo d'incendio legato all'atmosfera arricchita d'ossigeno.*

Il sistema più diffusamente adottato è il sistema di inalatori che permette di far pervenire l'ossigeno direttamente agli organi della respirazione per mezzo di una maschera applicata al viso. Gli impianti inalatori si possono suddividere in tre tipi:

- a) Inalatori a flusso continuo: la miscela aria-ossigeno arriva continuamente alla maschera, sia nella fase di inspirazione che in quella di espirazione. Poiché nella fase di espirazione l'ossigeno non è utilizzato è evidente che il consumo di ossigeno è più elevato che in altre tipologie d'impianto. *È un tipo di impianto spesso utilizzato su aerei leggeri per voli in quota estemporanei con l'impiego di bombole portatili.*
- b) Inalatori a richiesta: l'afflusso della miscela aria-ossigeno avviene soltanto nella fase di inspirazione grazie ad una valvola che si apre con la depressione generata dall'inspirazione.
- c) Inalatore a surpressione: è analogo al tipo "a richiesta" ma permette, al di sopra di una certa quota, di respirare ossigeno puro ad una pressione superiore a quella ambiente.

Con i tipi a) e b) la quota massima raggiungibile è di 12000 m circa poiché la pressione con cui viene fornito l'ossigeno è quella ambiente. Col tipo c) si possono raggiungere quote più elevate poiché l'ossigeno è fornito a pressione più elevata di quella ambiente.

In tutti e tre i tipi di inalatori è possibile, a volontà dell'utente, avere un flusso di ossigeno puro, indipendentemente dalla quota. La figura 7 riporta uno schema di un impianto inalatore.

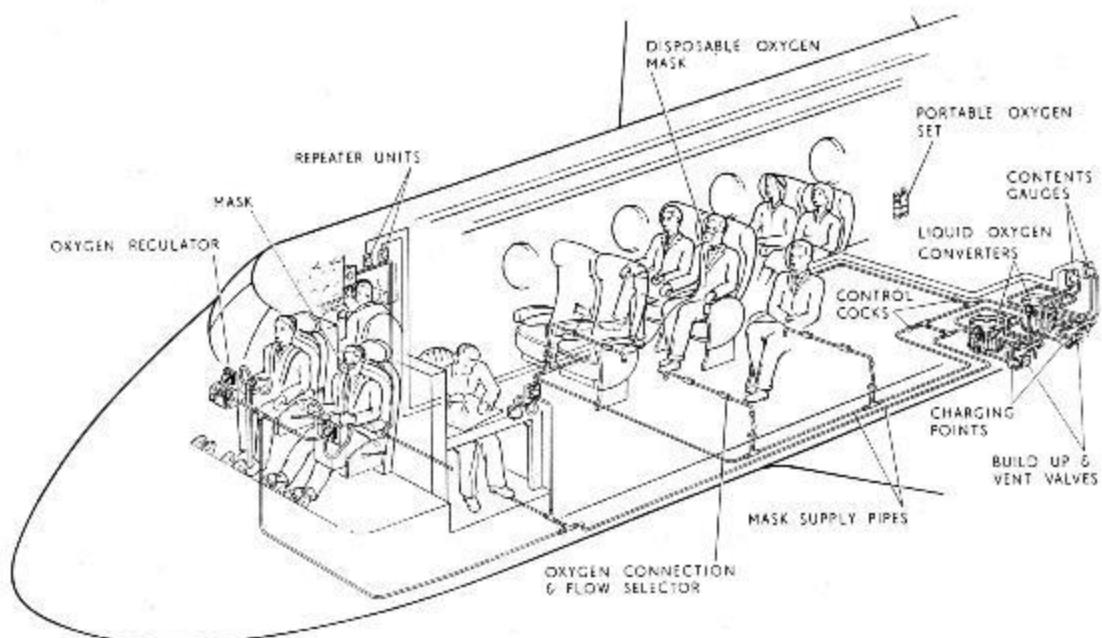


Fig. 6: Schematizzazione di impianto ossigeno per impieghi civili

Nei velivoli militari all'impianto di inalazione ossigeno è accoppiata la pressurizzazione della cabina onde poter raggiungere quote più elevate.

In generale un'installazione per l'inalazione dell'ossigeno si compone di:

- bombole di ossigeno compresso, allo stato gassoso (*o altri sistemi come in precedenza indicato*);
- maschera di respirazione *con eventuali sistemi di inalazione a richiesta*;
- complesso di tubazioni rigide e flessibili;
- filtri;
- manometro indicante la quantità di ossigeno rimanente;
- indicatore di flusso;
- valvole di non ritorno.

Le bombole sono in acciaio (*ma anche in lega di alluminio o materiale composito*) contenenti ossigeno puro perfettamente secco. Rispetto alla pressione di carica le bombole possono essere:

- a bassa pressione (30 hPa ÷ 40 hPa);
- ad alta pressione (120 hPa ÷ 150 hPa).

Il regolatore di pressione è un dispositivo che riduce la pressione dell'ossigeno proveniente dalle bombole, miscela l'aria e l'ossigeno in quantità dipendenti dalla quota di volo e, in alcuni tipi, fornisce ossigeno puro ad una pressione superiore a quella ambiente. La riduzione della pressione di ossigeno viene fatta tramite un normale riduttore di pressione. Il dosaggio aria-ossigeno in funzione della quota è di norma realizzato tramite una capsula barometrica agente su due valvole, in modo tale che a quota zero il regolatore eroghi soltanto aria ambiente mentre, all'aumentare della quota, aumenta la percentuale di ossigeno, sino ad arrivare ad ossigeno puro.

L'indicatore di flusso è un indicatore visivo che serve all'utente per controllare il corretto efflusso dell'ossigeno.

3.4.2.3 Pressurizzazione cabina

Un altro sistema per creare un ambiente artificiale adatto alla vita dell'uomo in quota è quello della cabina stagna pressurizzata. La pressurizzazione della cabina può essere ottenuta mediante ossigeno o mediante aria.

Le cabine a pressione di ossigeno sono poco usate e permettono il raggiungimento di quote relativamente elevate solo per brevi periodi. *Presentano, inoltre, una pericolosità intrinseca per le caratteristiche ossidanti dell'ossigeno.*

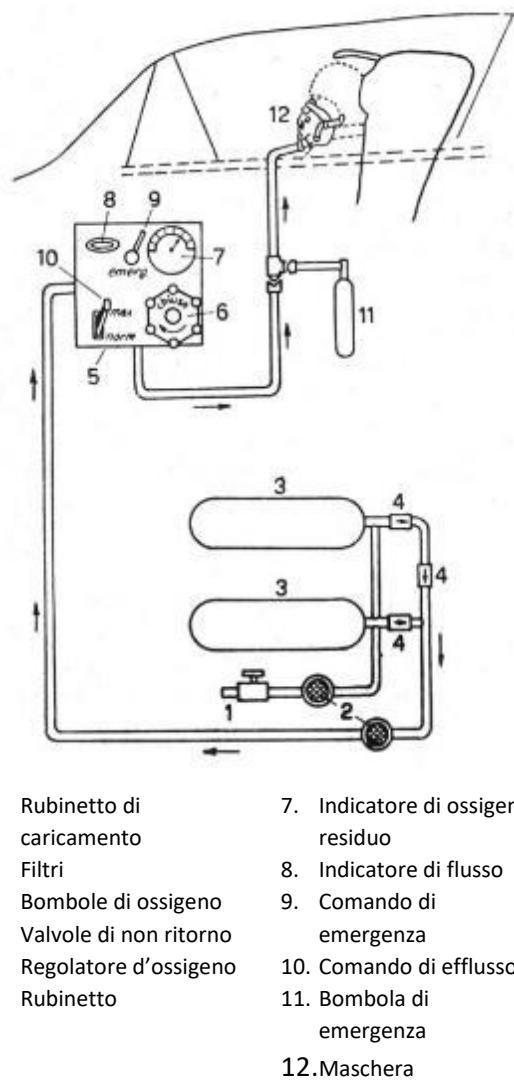


Fig. 7: Impianto per l'inalazione di ossigeno

Le cabine pressurizzate ad aria compressa sono quelle di norma utilizzate e permettono il volo ad alta quota per lunghi periodi. L'aria compressa viene ottenuta da appositi compressori centrifughi trascinati dai motori (se si tratta di velivoli con motore a pistoni) oppure viene spillata direttamente dal compressore del motore a reazione.

La pressione in cabina non viene mantenuta costante ma varia in funzione della quota, in modo che la differenza di pressione tra interno ed esterno (*differenziale di pressione*) non superi i 40 kPa al fine di non sollecitare eccessivamente la struttura della cabina (*valore applicabile ai piccoli velivoli di tipo "executive"*); per i grandi aeroplani tale valore sale sino a 60 kPa – 70 kPa. Con l'impiego di materiali compositi (fibre di carbonio) per le strutture di fusoliera si è potuto aumentare il valore del differenziale di pressione. Le fibre di carbonio, oltre ad avere maggiori caratteristiche meccaniche (rispetto alle leghe di alluminio), non risentono dei fenomeni di fatica tipicamente legati al polmonamento della fusoliera a causa dell'alternarsi delle fasi di pressurizzazione/depressurizzazione.

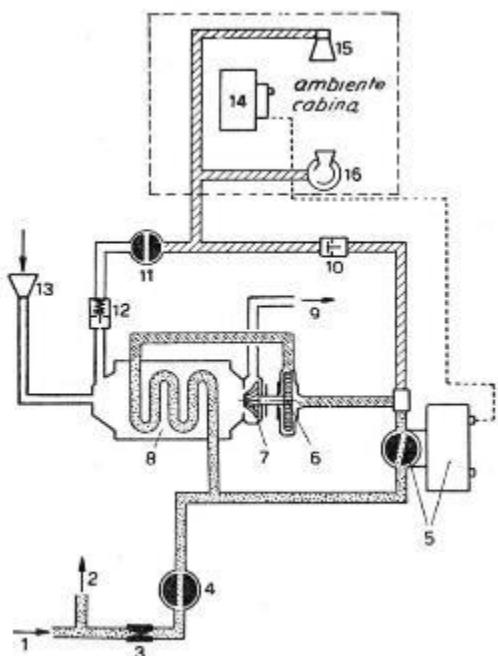
La legge di variazione della pressione in cabina dipende dall'impiego del velivolo: sugli aerei impiegati per il trasporto passeggeri è necessario realizzare condizioni ambientali confortevoli, adatte anche a voli di lunga durata, mentre sugli aeromobili per impiego militare, potendo ricorrere ad inalatori d'ossigeno, sono accettabili condizioni meno severe.

Per i velivoli da trasporto passeggeri si possono ipotizzare due leggi di variazione della pressione:

- pressione interna (*pressione cabina*) uguale a quella esterna sino ad una quota di 2500 m circa (fase di non pressurizzazione), da 2500 m a 8000 m si ha una fase isobarica in cui la pressione viene mantenuta costante e al valore corrispondente ai 2500 m (765 hPa), oltre gli 8000 m rimane costante il differenziale di pressione e la pressione cabina diminuisce con la stessa legge di quella esterna;
- la pressione interna viene mantenuta costante a quella del livello del mare sino alla quota di 3700 m circa; oltre tale quota la pressione diminuisce, con la stessa legge di quella esterna, mantenendo costante il differenziale di pressione.

Per i velivoli militari si tende a mantenere una quota cabina corrispondente a quella esterna sino a 3700 m circa; oltre tale quota il differenziale di pressione aumenta progressivamente sino a circa 200 hPa per poi rimanere costante.

La pressione in cabina diversa da quella esterna definisce una quota fittizia, definita "quota cabina", che viene controllata tramite un apposito altimetro di cabina.



- | | |
|--|---|
| 1. Arrivo aria calda dal compressore | 9. Scarico all'esterno |
| 2. Derivazione per antiappannante e antighiaccio | 10. Valvola di non ritorno |
| 3. Dosatore di flusso | 11. Valvola comando di ventilazione |
| 4. Valvola di intercettazione | 12. Valvola di non ritorno tarata |
| 5. Elettrovalvola di cortocircuito | 13. Presa dinamica |
| 6. Turbina | 14. Termostato |
| 7. Ventola | 15. Bocchetta di pressurizzazione e condizionamento |
| 8. Scambiatore di calore | 16. Bocchetta ausiliaria |

Fig. 8: Impianto di pressurizzazione

L'impianto per la pressurizzazione della cabina si compone, in genere, di:

- a) generatori di aria compressa che, normalmente per i velivoli con motori a pistoni sono compressori centrifughi trascinati dai motori stessi, ovvero dagli stessi motori a reazione dai quali viene spillata aria dal compressore;
- b) un impianto di condizionamento controllato elettronicamente che condiziona la temperatura dell'aria di pressurizzazione a seconda delle richieste;
- c) una valvola autoregolatrice che ha la funzione di mantenere la pressurizzazione secondo la legge stabilità;
- d) valvole di sicurezza e di scarico che, in caso di necessità, permettono di ristabilire in cabina la pressione esterna scaricando quella esistente;
- e) valvole di non ritorno che controllano il flusso nelle tubazioni dell'impianto;
- f) altimetri cabina che controllano il regolare andamento della pressurizzazione;
- g) tubazioni varie per l'afflusso e il deflusso d'aria.

Generalmente quando l'aria è ottenuta dai compressori dei motori a getto non vi è necessità di fonte di calore per il condizionamento, poiché l'aria viene spillata a temperatura elevata (circa 300 °C). Nel caso, invece, di velivoli con motori a pistoni sono installati dei bruciatori per il riscaldamento dell'aria. In figura 8 è rappresentato lo schema dell'impianto di pressurizzazione di un velivolo con motori a getto. Da questo schema si nota in particolare che il raffreddamento dell'aria avviene in due fasi: la prima attraverso lo scambiatore di calore costituito da una serpentina investita all'esterno da aria fredda proveniente dall'esterno del velivolo, la seconda attraverso una turbina nella quale l'aria si raffredda espandendosi.

La turbina, grazie all'energia ceduta dall'aria, trascina una ventola ad essa solidale che attiva, nello scambiatore di calore, la circolazione di aria che viene poi scaricata all'esterno. È da notare che l'elettrovalvola di cortocircuito è comandata da un sistema elettronico che regola la posizione dell'elettrovalvola in funzione della temperatura in cabina richiesta dall'utenza. Nel caso di avaria dell'impianto di pressurizzazione si può avere la ventilazione della cabina tramite bocchettoni dai quali arriva direttamente l'aria prelevata dall'esterno tramite prese aerodinamiche.

3.4.2.4 Riscaldamento e depurazione

Il condizionamento dell'aria ha lo scopo di rendere l'ambiente interno della cabina il più confortevole possibile qualunque siano le condizioni ambientali esterne. Il condizionamento dell'aria consiste nel riscaldare e refrigerare l'aria, regolarne il grado di umidità e la percentuale di anidride carbonica e depurare l'aria dagli odori e dal fumo (*quando venne scritto questo testo era ancora possibile fumare a bordo*).

Il riscaldamento dell'aria è ottenuto in vari modi a seconda del velivolo: facendo circolare l'aria a contatto con superfici riscaldate dal liquido di refrigerazione del motore oppure dai gas di scarico del motore o da gas caldi ottenuti da appositi bruciatori.

Per i velivoli a cabina pressurizzata si utilizza aria spillata dai motori (compressori) che, come già ricordato, è sufficientemente riscaldata per effetto della compressione subita.

Per la refrigerazione dell'aria generalmente i metodi impiegati sono due (vedasi figure 9 e 10): con scambiatori di calore investiti dall'aria esterna o per espansione dell'aria attraverso una turbina.

Un altro problema del condizionamento è quello del ricambio dell'aria; questo problema può essere risolto in tre modi:

1. con circolazione di aria a circuito aperto, cioè l'aria viziata vien sostituita continuamente con egual volume di aria fresca prelevata all'esterno;

2. circolazione dell'aria a circuito chiuso, l'aria in circolazione è sempre la stessa, opportunamente rigenerata;
3. circolazione mista, in cui l'aria viziata viene rigenerata e assieme ad una certa quantità di aria prelevata dall'esterno viene rimessa in circolazione.

Col primo metodo il consumo di energia (per il riscaldamento di aria fredda esterna) è rilevante e, in caso di surossigenazione della cabina, è elevato anche il consumo di ossigeno; è un sistema impiegabile unicamente in caso di aeromobili di piccole dimensioni. Per i velivoli di grandi dimensioni sono di fatto praticabili unicamente gli altri due sistemi. La rigenerazione dell'aria viene effettuata regolando il grado di umidità dell'aria (eventualmente iniettando acqua nebulizzata) oppure facendo lambire dall'aria sostanze igroscopiche (cloruro di calcio) e riducendo la percentuale di anidride carbonica facendo passare l'aria attraverso filtri contenenti sostanze in grado di fissare l'anidride carbonica (idrossido di sodio o di potassio). Gli odori vengono eliminati facendo passare l'aria attraverso filtri a carbone attivo.

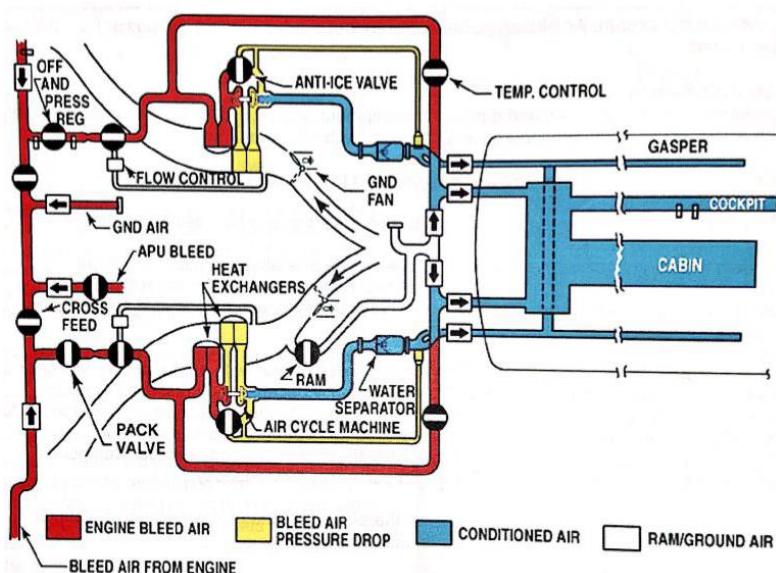


Fig. 9: ECS con aria spillata dal propulsore

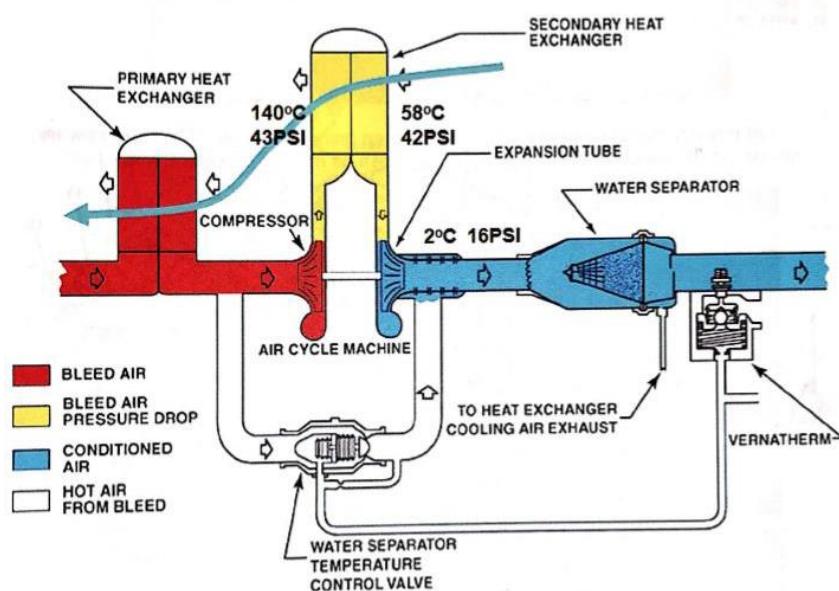


Fig. 10: ECS con aria spillata dal propulsore

3.4.3 IMPIANTO ELETTRICO (Capitolo ATA 24)

La parte riguardante l'impianto elettrico, così come trattato nel "Manuale di Tecnica Aeronautica" ed. 1971, è forse la parte che più si presenta datata, riferendosi ad anni nei quali l'avionica era ai primordi e di certo non era essenziale per la condotta del volo. Ritengo tuttavia opportuno mantenerla "al suo posto" per completezza di trattamento.

3.4.3.1 Generalità

Tra le apparecchiature di bordo che sfruttano l'energia elettrica si citano:

- Strumentazione di bordo: contagiri, strumenti giroscopici, flussometri, ecc.
- Apparecchiature per il comando di: ipersostentatori, alette compensatrici, stabilizzatori mobili, passo dell'elica, ecc.
- Apparecchiature del gruppo motopropulsore: avviamento, circuito combustibile (pompe), circuito di accensione, ecc.
- Impianti vari quali: illuminazione, riscaldamento, sghiacciamento, ecc.
- Apparati radio
- Apparati avionici: sistemi di navigazione, radar, comandi di volo, trasmissione dati, ecc.

L'energia elettrica può essere impiegata sia sotto forma di corrente continua che di corrente alternata.

La corrente continua presenta i seguenti vantaggi e svantaggi:

- **Vantaggi:** facilità di messa in parallelo di più generatori di corrente, possibilità di impiego di batterie per immagazzinare energia, motori con forte coppia di spunto, facile controllo dei motori.
- **Svantaggi:** motori pesanti e complessi (fragilità dei collettori e delle spazzole), tensioni poco maneggevoli, necessità di impiego di convertitori (*inverter*) o commutatori per le apparecchiature funzionanti a corrente alternata.

Per la corrente alternata si ha:

- **Vantaggi:** tensione facilmente trasformabile, sezione dei cavi relativamente piccola (per alte tensioni si ha un consistente risparmio di peso),
- **Svantaggi:** difficile messa in parallelo di due alternatori, necessità di giri costanti del rotore, impossibilità di impiegare batterie.

Attualmente la forma di elettricità generalmente impiegata è la corrente continua. Nell'impianto elettrico di bordo alcuni circuiti funzionano in corrente alternata (radio, alcuni tipi di strumenti, ecc.) ma questa viene ottenuta da corrente continua tramite un convertitore (*inverter*, *nel passato denominato anche "amplidina"* quando si trattava di un convertitore rotante che accoppiava un motore elettrico a corrente alternata ad un generatore di corrente continua). Negli aeromobili più complessi si trova quasi sempre la generazione di corrente continua e alternata; per i dispositivi sensibili alla frequenza costante si ricorre alla trasformazione in corrente alternata con *inverter*.

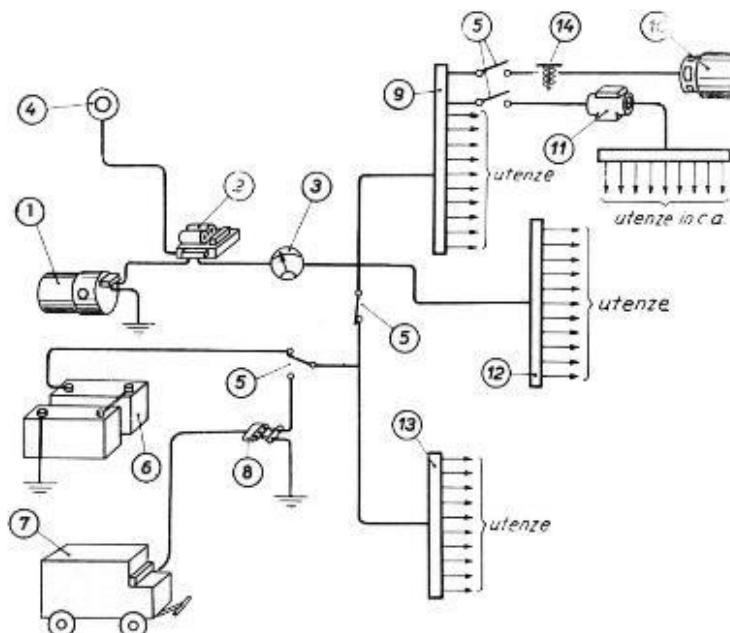
Si ha tuttavia la tendenza ad impiegare come fonte principale la corrente alternata per le difficoltà incontrate per l'impiego ad alta quota di materiale a corrente continua. La tensione normalmente impiegata nella rete a corrente continua è di $28\text{ V} \pm 0,5\text{ V}$; tuttavia le utenze vitali devono poter funzionare con tensioni sino a 18 V .

La rete funzionante in corrente alternata funziona con tensioni generalmente comprese tra i 115 V ed i 180 V con $400\text{ Hz} \pm 5\%$ (nominale 115 V), trifase con il neutro a massa. Il trasporto della corrente può essere fatto con una rete bifilare o con una rete bifilare avente il negativo a massa.

La presenza delle batterie nel circuito elettrico ha diversi scopi: sorgente di emergenza in caso di avaria della dinamo (quando sono troppo bassi i giri del motore che la trascina), funzione tampone

in caso di punte di corrente. Le batterie correntemente usate in aeronautica sono di tre tipi: batterie al Pb, batterie allo Zn-Ag, batterie al Cd-Ni.

Generalmente un impianto si compone di un impianto di alimentazione che attraverso barre "omnibus" (*busbar o barre di distribuzione*) alimentano tutti i circuiti delle varie utenze di bordo. L'impianto di alimentazione consiste generalmente di: dinamo, interruttore del generatore, regolatore di tensione, relè di minima, amperometro, filtro antidisturbi radio, batterie, deviatore terra-volo, presa di alimentazione esterna, spie per il mancato funzionamento generatore. *Con l'impiego di sistemi avionici e di comandi di volo assistiti dall'avionica, la problematica dei disturbi radio si è fatta più complessa assumendo le connotazioni di compatibilità elettromagnetica. I campi elettrici/magnetici emessi dai dispositivi durante il loro funzionamento possono interferire col corretto funzionamento degli stessi, così come interferenze esterne possono avere influenze importanti.*



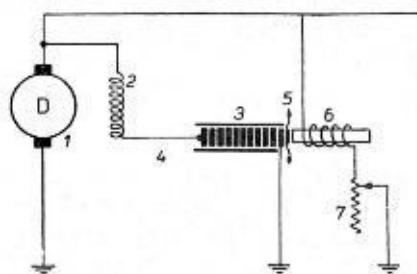
- | | | |
|---------------------------|--|----------------------------------|
| 1. Dinamo | 6. Batteria | 10. Motore elettrico (attuatore) |
| 2. Regolatore di tensione | 7. Carrello di alimentazione | 11. Inverter |
| 3. Amperometro | 8. Presa esterna alimentazione rete di bordo | 12. Utenze primarie |
| 4. Lampada spia | 9. Barre di alimentazione primaria | 13. Utenze secondarie |
| 5. Interruttore | | 14. Relè |

Fig. 11: Schema generale di un impianto elettrico per velivolo monomotore

In figura 11 è rappresentato lo schema generale di un impianto elettrico di un velivolo monomotore. Lo scopo del regolatore di tensione è quello di mantenere costante la tensione di alimentazione, qualunque sia il carico elettrico assorbito. Il principio di funzionamento del regolatore di tensione si basa nel far variare opportunamente la resistenza del circuito di eccitazione della dinamo. Esistono diversi tipi di regolatori ma generalmente il più diffuso è quello a pile di carbone, la cui resistenza diminuisce all'aumentare della compressione. Nella figura 12 è riportato lo schema di collegamento fra la dinamo e un regolatore a carbone. Se la tensione di erogazione della dinamo supera il valore prestabilito, il pistoncino che comprime le pasticche di carbone, "risucchiato" dalla bobina, comprimerà meno le pasticche facendo quindi aumentare la resistenza, per cui la tensione che alimenta il circuito di eccitazione diminuirà e di conseguenza diminuirà la tensione di erogazione della dinamo; viceversa una diminuzione di questa tensione farà comprimere di più le pasticche di carbone e quindi la tensione di erogazione sarà ripristinata.

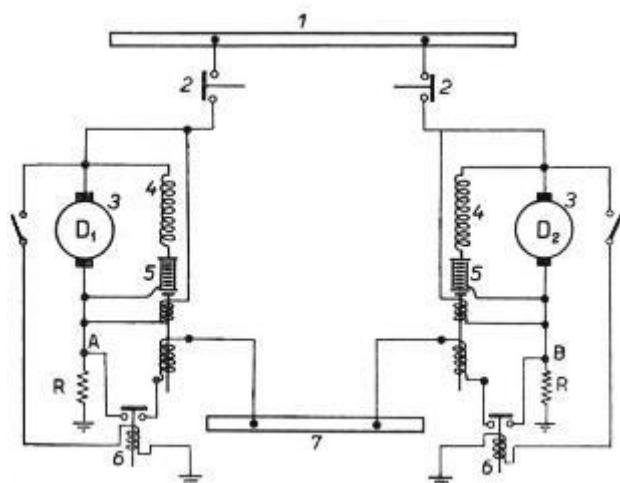
La dinamo e le batterie generalmente funzionano simultaneamente per cui esse sono collegate in parallelo. Questo tipo di connessione richiede la presenza di un interruttore nel circuito per staccare la dinamo quando il gruppo moto-propulsore, dal quale la dinamo è trascinata, è fermo; in caso contrario la batteria erogherebbe corrente alla dinamo che funzionerebbe come motore e trascinerebbe il gruppo moto-propulsore con rischio di grippaggio della dinamo a causa dell'elevata coppia resistente del motore. Questo interruttore è automatico e viene denominato "congiuntore-disgiuntore".

Nel caso di accoppiamento di due o più dinamo per i velivoli plurimotori, l'accoppiamento di questi generatori di corrente deve essere fatto in modo tale da equilibrare i carichi, in modo da evitare che una dinamo lavori più di un'altra.



1. Dinamo
2. Bobina d'eccitazione
3. Regolatore di tensione
4. Pila di rondelle di carbone
5. Molla di compressione rondelle
6. Elettrocalamita
7. Resistenza di regolazione

Fig. 12: Collegamento dinamo – regolatore a carbone



- | | |
|----------------------------|----------------------------|
| 1. Barra di alimentazione | 5. Regolatore di tensione |
| 2. Congiuntori-disgiuntori | 6. Contattori |
| 3. Dinamo | 7. Barra di equilibramento |
| 4. Bobina di eccitazione | |

Fig. 13: Collegamento di due dinamo

Nella figura 13 è rappresentato lo schema di accoppiamento di due dinamo. Infatti se la dinamo D1 eroga meno corrente della dinamo D2, la resistenza R2 farà avere in A una tensione superiore a quella presente nel punto B della resistenza R2; perciò la corrente che circolerà da A verso B agirà sui regolatori di tensione in modo che la tensione in D1 salga e quella in D2 scenda, sino a raggiungere l'equilibrio dei carichi sui due generatori.

Le dinamo normalmente impiegate per la generazione dell'energia elettrica vengono trascinate dal gruppo moto-propulsore tramite ingranaggi che portano la velocità di rotazione della

dinamo a valori compresi tra i 3000 rpm e i 7000 rpm. La potenza varia moltissimo col tipo di velivolo, cioè con le utenze di bordo: può variare da pochi kilowatt a qualche centinaio (*l'impiego sempre più massiccio di avionica e di attuatori elettrici hanno fatto innalzare notevolmente tali valori*).

Nella rete elettrica di bordo in corrente continua (CC) si trova, in genere, una parte alimentata in corrente alternata (CA) per l'alimentazione di alcune utenze. La corrente alternata si ottiene da quella continua tramite i convertitori di corrente (*ora denominati inverter, permettono di generare CA a frequenza rigorosamente costante; in alternativa può essere generata immediatamente CA con alternatori trascinati dal motore tramite un "Constant Speed Drive" per regolare al meglio la frequenza in uscita che risentirebbe troppo delle fluttuazioni del numero di giri del motore*).

3.4.3.2 Utilizzatori

Gli utilizzatori dell'energia elettrica sono di svariati tipi e fra essi si ricordano (escludendo apparati radio e radar): motori elettrici, attuatori elettrici (elettromartinetti), elettromagneti (relè), potenziometri, ecc. (*l'impiego sempre più massiccio di avionica e di accessori elettrici – che nel*

frattempo si sono fatti più leggeri ed affidabili – ha evidentemente reso obsoleto e incompleto tale elenco).

Tra i vari tipi di motori elettrici vi sono i motori di avviamento. Questi sono motori a CC con eccitazione in serie o composta onde avere una forte coppia allo spunto; un gioco di resistenze introdotte all'inizio dell'avviamento ed eliminate via via, permette di ridurre i picchi di corrente e di stabilizzare i giri del gruppo moto-propulsore. *Talvolta si utilizzano starter-generatori, utilizzatori che funzionano come motore elettrico per l'avviamento (starter) e, una volta avviato il motore, passano a funzionare "al contrario" come generatori di corrente. Il risparmio di peso è interessante ma è una soluzione attuabile unicamente con motori di basse potenze che non richiedono coppie di spunto elevate.*

Gli elettromartinetti sono martinetti azionati tramite un motore elettrico che, mediante un ingranaggio riduttore, aziona un sistema vite-madrevite che trasforma il moto rotatorio in moto lineare.

L'impiego dei relè è quanto mai vario: inserimento e disinserimento di utenze, comandi a distanza di organi diversi (ganci e dispositivi meccanici di blocco, elettrovalvole, ecc.).

Anche i potenziometri trovano impieghi molteplici: essi trasformano uno spostamento meccanico lineare o rotatorio in un segnale elettrico proporzionale allo spostamento. I potenziometri trovano impiego come trasmettitore per la posizione degli ipersostentatori, alette compensatrici, aerofreni, ecc.

I conduttori di corrente devono essere rivestiti da una guaina che li protegga dall'azione dei carburanti e lubrificanti; i conduttori dell'impianto di accensione e quelli che possono generare disturbi agli apparati radio devono essere opportunamente schermati per ridurre o annullare ogni interferenza radioelettrica.

3.4.4 IMPIANTO COMBUSTIBILE (Capitolo ATA 28)

Si suddivide in due parti: circuito del velivolo, circuito del motore.

3.4.4.1 Circuito velivolo

Si compone:

- a) di vari serbatoi distribuiti nelle ali e nella fusoliera, ed in certi casi di serbatoi supplementari esterni;
- b) del circuito di mandata combustibile al motore;
- c) del circuito travaso del combustibile da un serbatoio all'altro;
- d) da un circuito di sfiato o di pressurizzazione dei serbatoi;
- e) da un circuito di controllo del combustibile e di funzionamento del circuito combustibile.

A seconda del tipo del velivolo i serbatoi possono essere collegati in gruppi che alimentano direttamente il o i motori; oppure, i vari serbatoi, collegati in gruppi, alimentano un serbatoio centrale di raccolta da dove si dipartono le tubazioni per l'afflusso del combustibile ai motori. Quest'ultimo sistema viene impiegato normalmente nei velivoli a getto o a turbo-propulsione in quanto permette lo svuotamento completo dei serbatoi evitando discontinuità nell'afflusso del combustibile che era senza conseguenze per i motori a pistoni ma che comporterebbe lo spegnimento dei reattori dei turbopropulsori. Il travaso da un serbatoio all'altro e la mandata del combustibile per l'alimentazione avviene generalmente con uno dei due mezzi seguenti:

- a. Pompe elettriche immerse del tipo centrifugo azionate da motori elettrici a corrente continua o trifase. L'impiego di tali pompe è pressoché l'unico utilizzato per i velivoli con i motori a pistoni, poiché essendo la portata di combustibile relativamente piccola, le

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

pompe non gravano in modo rilevante sul bilancio elettrico di bordo. Questo sistema è ugualmente spesso adoperato per i velivoli a reazione; ma quasi sempre i serbatoi sono lievemente pressurizzati per agevolare il deflusso del combustibile.

- b. Pressurizzazione di un gas (aria o azoto). L'aria viene ottenuta sotto pressione per spillamento dal compressore del motore nel caso dei velivoli a getto o a turbina, per mezzo di un compressore apposito trascinato dal motore nel caso dei velivoli con motori a pistone. Il gas inerte è ottenuto a mezzo di contenitori metallici (bottiglie) dove esso era stato preventivamente immagazzinato sotto pressione. Questa soluzione è spesso adoperata per gli stato-reattori e per i razzi a propellente liquido. La pressione del gas con cui vengono pressurizzati i serbatoi è dell'ordine di $0,4 \text{ kg/cm}^2$ ($392 \text{ hPa} = 0,392 \text{ bar}$). Per i serbatoi supplementari esterni, il metodo della pressurizzazione è il solo impiegato. Questi due metodi di trasferta del combustibile mantengono nelle tubazioni una certa pressione, che evita la formazione di vapore del combustibile (vapor lock).

I serbatoi sono di tre tipi:

- a) serbatoi strutturali (o integrali), ricavati nella struttura dell'ala;
- b) serbatoi metallici. Presentano ermeticità quasi perfetta ma difficoltà d'installazione, inoltre sono relativamente pesanti;
- c) serbatoi deformabili, in caucciù. Questo tipo è sempre più utilizzato perché esso presenta i vantaggi dei serbatoi metallici senza averne gli inconvenienti. I serbatoi supplementari esterni sono in lega d'alluminio o in materie plastiche.

Le tubazioni di collegamento possono essere sia rigide (metalliche) sia flessibili (gomma).

Sul circuito combustibile vi sono: filtri, rubinetti, valvole a galleggiante, valvole di non ritorno, valvole di corto circuito, etc.

Il riempimento dei serbatoi può avvenire per gravità, ma questo procedimento è assai lento. Sempre più impiegato il rifornimento sotto pressione, ($4 \text{ kgf/cm}^2 = 3923 \text{ hPa} = 3,923 \text{ bar}$) portata sino a 1000 L/min . L'alimentazione rapida richiede evacuazione rapida dell'aria dai serbatoi, perciò si hanno valvole a galleggiante che permettono il deflusso rapido dell'aria o che si richiudono non appena il livello del combustibile ha raggiunto il limite voluto. Questo procedimento è quello adottato per il rifornimento in volo.

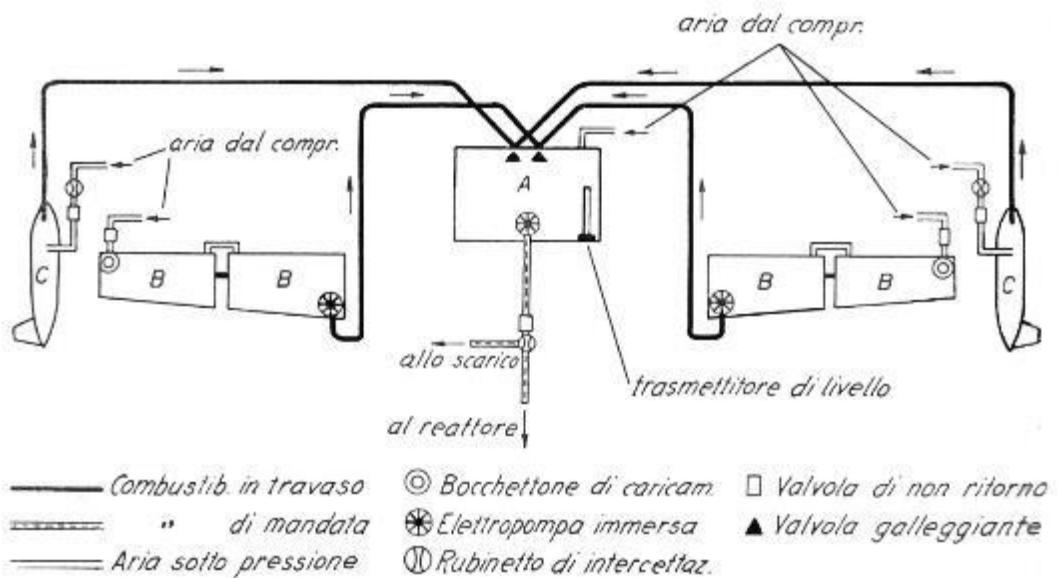
Lo sfiato dell'aria e dei vapori di combustibile, deve assicurare un efflusso sufficiente dell'aria e dei vapori di combustibile specie in una salita rapida. Occorre mantenere una opportuna differenza di pressione tra il serbatoio e la zona del velivolo ove esso è alloggiato: ciò si ottiene con una posizione ed una forma appropriata del becco di uscita della tubazione di sfiato.

Per ragioni di sicurezza si deve avere la possibilità di isolare uno o più serbatoi deteriorati e la possibilità di uno svuotamento rapido dei serbatoi per il caso di atterraggio di emergenza o avarie al decollo per ridurre le probabilità d'incendio.

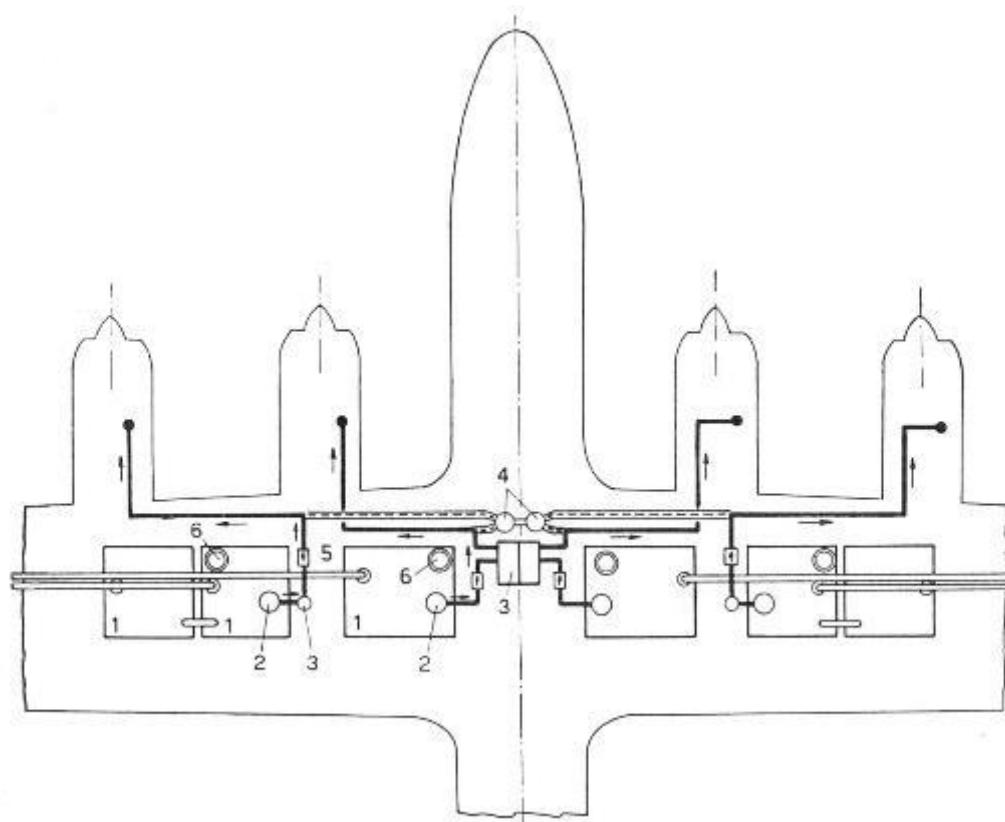
Il dispositivo di controllo si compone di: manometri, indicatori di livello, flussometri per il rilevo del consumo orario del motore.

Nelle figure 14 e 15 sono riportati gli schemi dei circuiti combustibile rispettivamente per

- 1) Velivolo monoreattore
- 2) Velivolo quadrimotore a pistoni



A: serbatoio centrale; B: serbatoi alari; C: serbatoi supplementari
Fig. 14: Schema di impianto combustibile per velivolo monoreattore



- | | |
|------------------|---------------------------|
| 1) Serbatoi | 4) Rubinetti |
| 2) Pompe immerse | 5) Valvole di non ritorno |
| 3) Pozzetto | 6) Bocchettoni di carica |

Con linea continua sono indicati i tubi di alimentazione normale, con linea e tratto quelli di alimentazione incrociata, con doppia linea quelli di sfiato.

Fig. 15: Schema impianto combustibile per velivolo quadrimotore

3.4.4.2 Circuito del motore

Il circuito combustibile del motore con i vari componenti ha lo scopo di addurre una quantità ben dosata di combustibile al motore per il suo regolare funzionamento. Il circuito combustibile è differente a seconda della diversa tipologia di motori.

3.4.5 IMPIANTO OLEODINAMICO (IDRAULICO) (Capitolo ATA 29)

3.4.5.1 Generalità e soluzioni alternative

Il circuito oleodinamico (*spesso denominato impropriamente anche “circuito idraulico” dalla traduzione della nomenclatura anglosassone*) ha come scopo la trasmissione dell’energia necessaria all’azionamento di parte o di tutti gli organi mobili dell’aeromobile. Altri sistemi per la trasmissione dell’energia di azionamento possono essere:

- comandi meccanici
- impianti pneumatici
- circuiti elettrici

La trasmissione meccanica offre sicurezza di funzionamento ma presenta peso elevato, funzionamento lento, ingombri notevoli e attriti importanti. *È evidente che la risposta lenta rende questo sistema del tutto incompatibile con i moderni sistemi di comandi di volo. Anche con sistemi comandi di volo meno evoluti si rende necessario completare i sistemi meccanici con sistemi di amplificazione delle forze (servocomandi oleodinamici). Viene ancora ampiamente utilizzata su aerei leggeri.*

L’impianto pneumatico sfrutta aria compressa per trasmettere energia alle varie utenze. L’aria compressa può essere prodotta da un apposito compressore *o può essere spillata dal compressore del motore a reazione*. Questo sistema, pur essendo particolarmente leggero poiché non ha necessità di serbatoi e di circuiti di ritorno, presenta alcuni svantaggi che ne hanno limitato l’impiego:

- le pressioni di esercizio sono relativamente basse (30 bar ÷ 40 bar anche se vi sono stati impieghi a 200 bar) per cui gli utilizzatori sono voluminosi;
- l’aria, anche se compressa, rimane comunque comprimibile; pertanto la trasmissione di un segnale risulta essere poco precisa a causa di un effetto di polmonamento, soprattutto con grandi forze in gioco;
- l’aria deve essere accuratamente deumidificata: in fase di espansione si ha un repentino abbassamento di temperatura con possibile formazione di ghiaccio.

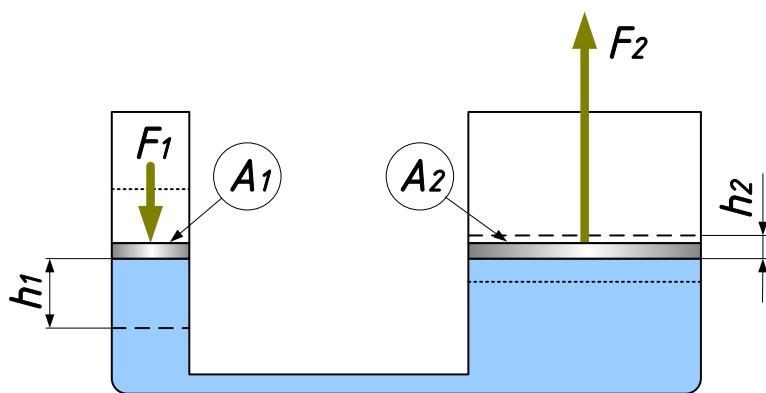
L’energia elettrica (trattata in dettaglio nella sezione relativa all’impianto elettrico) assume sempre maggiore importanza come sistema di azionamento soprattutto grazie al miglioramento consistente del rapporto prestazioni/peso dei componenti. Senza ricorrere a soluzioni avanzate (e di costo notevole) si può rilevare che gli attuatori lineari (oleodinamici) sono più leggeri, a pari potenza sviluppata, di quelli elettrici. Spesso si ricorre a combinazioni tra sistemi elettrici e oleodinamici allo scopo di ridurre i pesi.

Rispetto al circuito pneumatico, il circuito oleodinamico lavora a pressioni molto più elevate (normalmente 3000 psi = 207 bar, ma spesso si raggiungono i 5000 psi = 345 bar) potendo così raggiungere grandi potenze con utilizzatori poco voluminosi e di peso ridotto.

Il circuito oleodinamico basa il suo funzionamento sul “principio di Pascal” e sulla sua applicazione meglio conosciuta come “torchio idraulico” (*figura 16*).

La pressione è uguale in tutti i rami del circuito (principio di Pascal):

$$p = \frac{F_1}{A_1} = \frac{F_2}{A_2}$$



Le forze sono perciò proporzionali alla superficie del pistone:

$$\frac{F_2}{F_1} = \frac{A_2}{A_1}$$

Il volume di fluido spostato è uguale e lo spostamento del pistone è inversamente proporzionale alla superficie dello stesso.

Il lavoro compiuto (che si conserva, attriti a parte) vale:

$$L = F_1 \cdot h_1 = F_2 \cdot h_2$$

Normalmente il circuito oleodinamico presenta una “centrale di alimentazione” dalla quale derivano sotto-impianti specifici (carrello, freni, comandi di volo primari e secondari, ecc.). Sono di norma presente uno o più impianti di back up indipendenti da quello principale e un sistema di pressurizzazione indipendente dai propulsori dell'aeromobile (pompa a mano e/o presa di pressione a terra e/o generatore RAT).

Le “centrali di alimentazione” in genere comprendono:

- serbatoi di carica
- pompe mosse dal propulsore
- pompe di emergenza (mosse da motori elettrici)
- pompe di pressurizzazione indipendente (pompe a mano)
- accumulatori di pressione
- filtri
- valvole e rubinetti

In generale l'energia idraulica è trasformata in lavoro mediante due tipi di utilizzatori: martinetti per movimenti lineari e motori idraulici per movimenti rotatori.

Per l'azionamento dell'impianto oleodinamico è necessario impiegare un liquido che abbia le seguenti caratteristiche:

- buona resistenza alle alte temperature (derivanti dalla compressione) e alta temperatura di ebollizione
- minima variazione di viscosità al variare della temperatura
- minima tendenza a produrre vapori e schiuma (pericolo di bolle di gas)
- buone capacità lubrificanti
- compatibilità con la componentistica
- basso peso specifico
- bassa infiammabilità

Dopo un primo impiego di oli vegetali (olio di ricino) che presentavano scarse doti di resistenza alle temperature e all'invecchiamento (con aumento dell'acidità e quindi della loro corrosività), si è passati ad oli minerali (MIL-H-5606) che permettono anche di elevare le pressioni di

funzionamento. Lo sviluppo di fluidi sintetici ha permesso di migliorare la resistenza alla fiamma e di diminuire il peso specifico; questi fluidi, tuttavia, si presentano particolarmente aggressivi e necessitano di componentistica (guarnizioni, tubazioni flessibili) specifica e non compatibile con quella impiegata coi fluidi minerali.

3.4.5.2 Serbatoi

Il serbatoio di carica dell'impianto oleodinamico deve avere capacità sufficiente a garantire il funzionamento di tutto l'impianto; deve inoltre essere in grado di soddisfare le seguenti condizioni:

- contenere l'olio nei diversi assetti
- ricevere l'olio di ritorno dai vari dispositivi
- compensare la dilatazione termica
- avere possibilità di spурго
- permettere la decantazione e filtrazione primaria dell'olio
- permettere lo sfiato di eventuali bolle d'aria
- avere (eventualmente) una capacità adeguata anche per il circuito di emergenza.

In genere nel serbatoio è presente la pressione atmosferica; per evitare fenomeni di cavitazione dovuti all'aspirazione della pompa il serbatoio è spesso pressurizzato con aria compressa; anche per tale scopo il serbatoio viene in genere installato il più in alto possibile rispetto alla pompa. Negli aeromobili propulsi da turbine a gas, l'aria compressa viene prelevata direttamente dal compressore del motore e ne viene ridotta la pressione sino a circa 5 bar (500 kPa); una valvola di sovrapressione evita l'innalzamento della pressione nel serbatoio a livelli indesiderati.

Normalmente i serbatoi sono di forma cilindrica e costruiti in lega di alluminio; essi comprendono: un tappo di carica, un indicatore di livello, un filtro, un raccordo di aspirazione, un raccordo per l'olio di ritorno e uno sfiato verso l'esterno.

3.4.5.3 Filtri

I filtri hanno lo scopo di trattenere le impurità dell'olio che altrimenti potrebbero causare irregolarità di funzionamento o inefficienze dell'impianto idraulico. Il contenitore degli elementi filtranti è provvisto anche di una coppa per la decantazione del liquido. In generale i filtri sono dotati di una valvola di corto-circuito per permettere il passaggio dell'olio anche in caso di ostruzione dei filtri.

I filtri si suddividono in filtri a dischi e filtri a retina:

- I filtri a dischi sono costituiti da una pila di elementi filtranti a forma di corone circolari opportunamente distanziati. Negli interstizi dei dischi sono poste delle lamine fissate alla carcassa del filtro che hanno lo scopo di asportare le impurità che si depositano tra disco e disco mediante rotazione della pila di dischi filtranti.
- I filtri a retina sono costituiti da una carcassa cilindrica contenente concentricamente un tubo forato che supporta una retina filtrante a maglia molto fitta. L'olio da filtrare passa dall'esterno verso l'interno del tubo.

3.4.5.4 Pompe

Le pompe dell'impianto idraulico devono fornire le pressioni di lavoro e permettere la circolazione del liquido. Le pompe possono essere elettriche o meccaniche; le prime sono azionate da motori elettrici (quindi disponibili anche in caso di avaria del propulsore) mentre le seconde sono azionate direttamente dal propulsore *per mezzo della gear-box*.

A seconda della loro concezione entrambe le tipologie di pompe si possono suddividere nei seguenti tipi: a pistoncini, a palette, a ingranaggi, a vite elicoidale.

Le pompe meccaniche hanno generalmente una portata che varia tra 1,5 L/min a 50 L/min, per pressioni variabili tra 250 bar e 100 bar (25000 kPa ÷ 10000 kPa); vi sono anche pompe che realizzano portate di circa 50 L/min alla pressione di 210 bar (21000 kPa). Le pompe elettriche hanno prestazioni in genere minori, realizzando portate di 2,5 L/min alla pressione di 150 bar (15000 kPa).

Le potenze assorbite variano da 1 kW a 150 kW (*per le pompe di elevate prestazioni*); le potenze medie oscillano tra 2 kW e 3 kW.

Essendo organi complessi le pompe dell'impianto idraulico possono essere impiegate continuativamente alle massime prestazioni solo per pochi minuti (< 10 min per le pompe meccaniche). Per le pompe elettriche, stante il surriscaldamento del motore elettrico, si tende a optare per un funzionamento discontinuo (1 min ON, 2 min OFF); periodi di funzionamento continuo più elevati sono possibili a discapito della vita utile della pompa stessa.

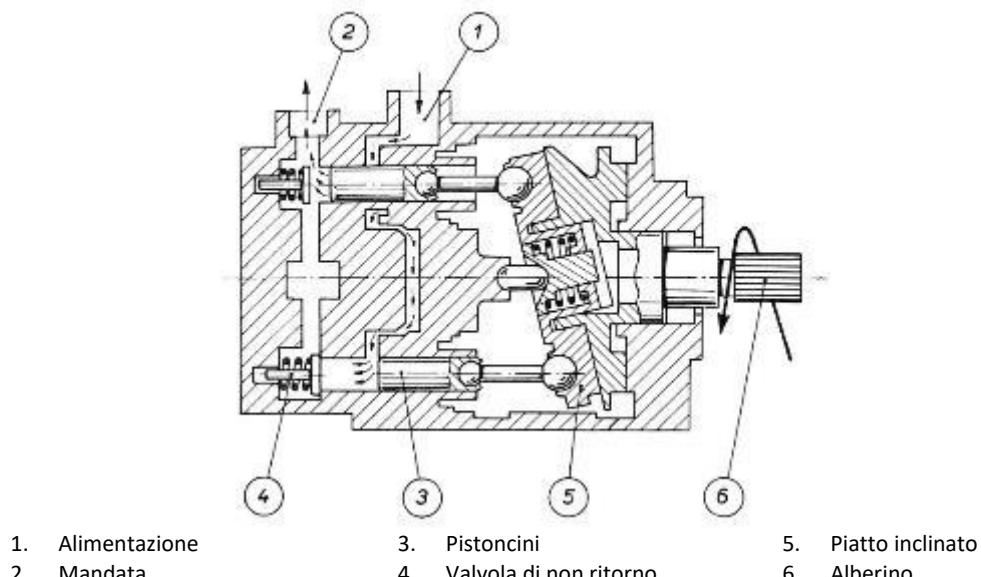
Le pompe utilizzate, di qualsiasi tipo esse siano, sono sempre volumetriche, cioè a volume di liquido erogato costante qualunque sia la perdita di carico.

Nella figura 17 è rappresentata una pompa a pistoncini che risulta essere tra le più impiegate per l'impianto oleodinamico. È costituita da una serie di pistoncini disposti in circolo, all'interno di un tamburo, e comandati alternativamente dalla rotazione di un piatto inclinato. Essa è costituita da un tamburo con 7 o 9 cilindri (realizzati in acciaio temprato) ed equamente spaziati lungo una circonferenza; all'interno di questi cilindri scorrono dei pistoncini. Un cuscinetto a sfere, inclinato rispetto al piano normale all'asse di rotazione, spinge in fondo, a turno, ciascun pistoncino quando l'alberino di comando è in rotazione. Il fluido viene così spinto attraverso la valvola di mandata, caricata da una molla, nello spazio anulare posteriore del cilindro. Attraverso appositi passaggi il fluido viene condotto al raccordo di mandata.

Sull'uscita della pompa è derivato un dispositivo di cortocircuito del fluido che permette il ritorno dell'olio al serbatoio se la pressione supera il valore di esercizio stabilito.

Variando l'inclinazione del piatto inclinato si può variare la corsa dei pistoncini e quindi la portata della pompa. Un sistema di autoregolazione permette di controllare la mandata della pompa in base alle effettive richieste.

La pompa è sempre in presa con il motore dal quale è comandata tramite un innesto ad albero scanalato ed al quale è fissata con apposita flangia di attacco. *L'albero presenta una sezione a rottura prestabilita per evitare di arrecare danni alla gear-box in caso di grippaggio.*



ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Fig. 17: Rappresentazione schematica di una pompa a pistoncini (con piatto a inclinazione fissa)

Per la pompa rappresentata in figura 16 si possono ipotizzare le seguenti prestazioni:

Pressione normale di mandata	24500 kPa	<i>28000 kPa</i>
Pressione massima (a 3000 giri/min)	27500 kPa	
Regime di rotazione	1000 ÷ 3300 giri/min	<i>6000 giri/min</i>
Portata	14 L/min (a 24500 kPa e 2500 giri/min)	<i>4 L/s (a 28000 kPa e 6000 giri/min)</i>
Potenza assorbita	Circa 7 kW	<i>128 kW</i>
Coppia di trascinamento (a 24500 kPa)	Circa 6 N m	<i>Circa 200 N m</i>

La colonna all'estrema destra (dati in corsivo) presenta le prestazioni di una pompa attualmente (2017) in servizio.

Per le pompe volumetriche valgono le seguenti relazioni:

In uscita:

$$Q = V \cdot n \cdot \eta_{volum}$$

In ingresso

$$\Pi = C \cdot \omega = \frac{V \cdot (p_{mand} - p_{asp}) \cdot n}{\eta_{mecc} \cdot \eta_{hydr}}$$

Ove:

Q = portata

Pi = potenza

V = cilindrata = corsa · area pistoncino

C = coppia

n = numero di giri nell'unità di tempo

ω = velocità angolare (numero di

η_{volum} = rendimento volumetrico (%) di
trafilamento)

giri)

p_{mand} = pressione di mandata

p_{asp} = pressione di aspirazione

η_{mecc} = rendimento meccanico

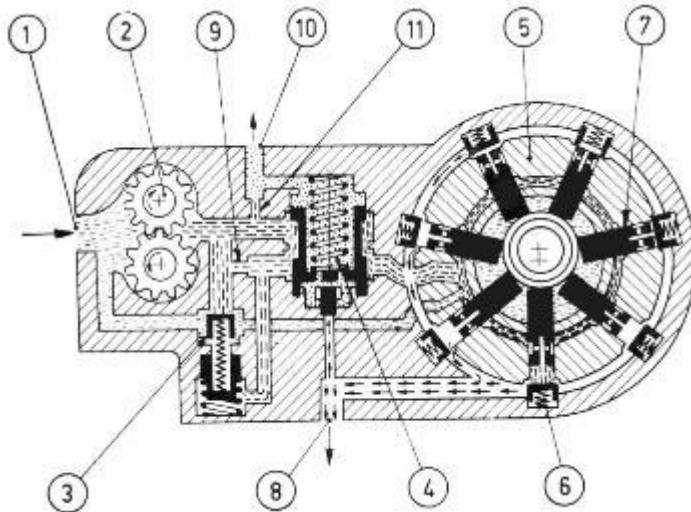
η_{hydr} = rendimento idraulico

Il prospetto seguente fornisce alcuni dati caratteristici:

Cilindrata massima [cm ³]	Velocità di rotazione [giri/min]		Massa [kg]
	Di progetto	Massima	
3,6	10000	12500	2
7,2	8000	10000	3
12,3	7000	8750	4
18,84	6000	7500	5,2
27,44	5650	7100	9
49,16	5000	6250	12,7

La lubrificazione della pompa è assicurata dall'olio idraulico stesso e la portata è direttamente proporzionale al numero di giri, come risulta evidente dalla relazione sopra esposta.

Immettendo olio in pressione in una pompa idraulica a pistoncini la si fa "lavorare al contrario" ottenendo movimento rotatorio sull'albero; si realizza così il motore idraulico.



- | | | |
|-----------------------------|---------------------------|--------------------------|
| 1. Entrata | 5. Pompa secondo stadio | 9. Ugello |
| 2. Pompa primo stadio | 6. Valvola di non ritorno | 10. Ritorno al serbatoio |
| 3. Valvola di cortocircuito | 7. Pistoncini | 11. Orifizio calibrato |
| 4. Valvola di controllo | 8. Uscita | |

Fig. 18: Rappresentazione schematica di una pompa due stadi

Un altro tipo di pompa è quello schematizzato in figura 18; è una pompa a due stadi ed è autoregolatrice in quanto la pressione massima di esercizio viene regolata automaticamente da una valvola interna alla pompa stessa. Il primo stadio è costituito da una pompa ad ingranaggi che aspira l'olio dal serbatoio e lo invia al secondo stadio attraverso una valvola di controllo a stantuffo che permette lo scarico dell'olio di mandata se la pressione di esercizio supera il valore prestabilito.

All'uscita del primo stadio, la pressione dell'olio è regolata a $5,6 \text{ kgf/cm}^2$ (550 kPa) da una valvola tarata che mette scarico l'eccesso di olio rispetto alla portata del secondo stadio; inoltre una piccola quantità di olio ritorna al serbatoio attraverso un foro calibrato, di modo che la temperatura e la viscosità dell'olio abbiano valori sufficienti al funzionamento regolare della pompa.

Il secondo stadio è una pompa del tipo a palette ad eccentrico a 7 cilindri. L'olio giunge ai cilindri attraverso orifici praticati nei pistoncini ed inviato sotto pressione alla mandata attraverso delle valvole di non ritorno. Se la pressione di mandata supera il valore prestabilito, lo stantuffo della valvola di controllo si sposta interrompendo l'afflusso al secondo stadio. In queste condizioni la pompa è alimentata solamente da una piccola quantità di olio passante attraverso un foro calibrato. La pressione, innalzandosi, spinge a fondo lo stantuffo permettendo così lo scarico dell'olio, attraverso l'interno dello stantuffo stesso, nel serbatoio.

La depressione all'entrata del secondo stadio, attraverso una canalizzazione, determina l'ulteriore apertura della valvola tarata, permettendo così lo scarico del primo stadio.

Alcune caratteristiche della pompa rappresentata in figura 17:

Pressione normale massima di mandata	$10800 \text{ kPa} \div 11800 \text{ kPa}$
Pressione massima (a 3000 giri/min)	27500 kPa
Regime di rotazione	1000 \div 2800 giri/min
Portata (a 11800 kPa e 2600 giri/min)	18,5 L/min

Le pompe a mano sono delle classiche pompe meccaniche alternative a pistoni; in genere sono a semplice o a doppio effetto. Lo scopo della pompa a mano è di pressurizzare (a terra) l'impianto,

o parte di esso, quando non sono disponibili altri sistemi; su aeromobili di costruzione recente non sono più utilizzate per la pressurizzazione di emergenza in volo, per questo ci si affida a pompe mosse da motori elettrici o dalla RAT (Ram Air Turbine).

3.4.5.5 Accumulatori di pressione

Lo scopo degli accumulatori di pressione è duplice poiché servono ad accumulare energia e a smorzare i picchi di pressione (*colpo d'ariete*). L'olio in pressione accumulato negli accumulatori serve non solo a integrare l'azione della pompa nei momenti in cui vi è un eccesso di richiesta di pressione ma interviene anche in caso di emergenza (avaria della pompa) permettendo un limitato azionamento delle utenze (freni, superfici di comando).

Gli accumulatori sono, essenzialmente, di due tipi:

- Accumulatori cilindrici
- Accumulatori sferici

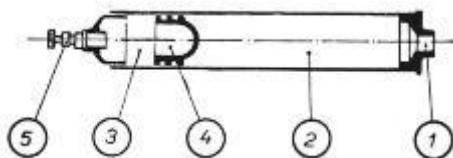
Gli accumulatori cilindrici (*figura 19*) sono costituiti da un contenitore cilindrico all'interno del quale scorre un pistone che fa da separatore tra gas in pressione (*tipicamente si utilizza l'azoto che è inerte*) e olio. La camera che contiene l'olio è in comunicazione col circuito mentre quella che contiene il gas in pressione è dotata di manometro e di raccordo per la pressurizzazione che risulta essere variabile in base al tipo di impianto (da 400 kPa a oltre 20000 kPa).

L'olio proveniente dalla pompa carica l'accumulatore, comprimendo ulteriormente il gas, sino a che non si raggiunge un equilibrio tra le pressioni delle due camere. Un abbassamento di pressione nell'impianto creerà una differenza di pressione tra le due camere e il gas compresso spingerà olio nel circuito.

Gli accumulatori sferici (*figura 20*) sono costituiti da due semisfere di acciaio saldamente collegate su di un piano diametrale. Il volume interno è diviso in due semisfere da una membrana che separa il gas dall'olio. Il gas compresso di precarica deforma la membrana espandendola; quando si immette l'olio in pressione la membrana subisce una deformazione inversa sino a raggiungere una condizione di equilibrio (la pressione del gas sarà superiore alla pressione di precarica). In queste condizioni l'accumulatore è pronto all'uso.

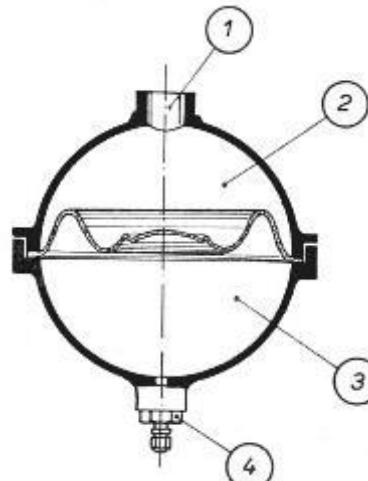
L'accumulatore sferico presenta una migliore tenuta (rispetto a quello cilindrico) ma la sua costruzione è più complessa; inoltre, una volta installato, occupa più spazio limitandone in qualche modo l'impiego.

L'elemento di separazione tra gas e olio impedisce che si formi una emulsione olio - gas che comprometterebbe il buon funzionamento dell'impianto.



1. Entrata ed uscita olio 4. Pistone separatore
 2. Camera dell'olio 5. Valvola dell'aria
 3. Camera dell'aria compressa

Fig. 19: Accumulatore cilindrico



1. Entrata e uscita dell'olio 3. Camera dell'aria compressa
 2. Camera dell'olio 4. Valvola dell'aria

Fig. 20: Accumulatore sferico

3.4.5.6 Regolatori di pressione

I regolatori di pressione impediscono che la pressione del circuito superi il massimo valore prestabilito ed evitano che la pompa rimanga sotto carico quando gli utilizzatori sono a riposo.

Nella figura 21 è rappresentato lo schema di un tipo di regolatore di pressione. Si compone di due canalizzazioni in parallelo e nel funzionamento normale l'olio passa in un ramo della canalizzazione attraverso una valvola di non ritorno; l'altro ramo è inattivo essendo bloccato da una valvola a sfera comandata da un pistone terminante a spina e contrastato da una molla.

Quando la pressione di esercizio del circuito supera il valore massimo prestabilito, la pressione agente sulla faccia del pistone, vincendo la forza antagonista della molla e la pressione esercitata dall'olio in entrata agente sulla sfera, fa aprire la valvola, permettendo all'olio di scaricarsi verso l'entrata. L'abbassamento della pressione all'entrata fa chiudere la valvola di non ritorno, ristabilendo così una corrente. L'abbassamento di pressione in entrata fa chiudere la valvola di non ritorno, stabilendo così un flusso di olio di cortocircuito, togliendo carico alla pompa.

Onde evitare brusche variazioni di pressione nel circuito (colpi d'ariete) e il pompaggio delle valvole (oscillazione delle valvole) è necessario dare un margine di funzionamento al regolatore, cioè una certa differenza tra il valore minimo e massimo della pressione per la quale la valvola di cortocircuito sia in azione. Questo campo di pressione è dell'ordine del 25 % della pressione di apertura della valvola.

3.4.5.7 Valvole

Fanno parte del circuito oleodinamico altri tipi di valvole quali:

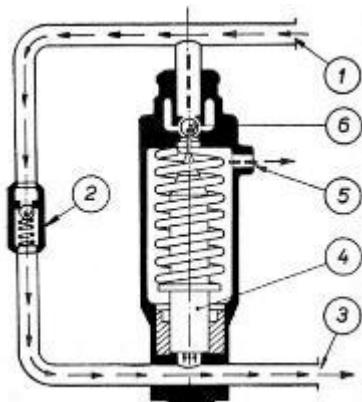
- Valvole di sequenza, il cui scopo è quello di determinare la corretta sequenza di attivazione temporale di alcune utenze
- Valvole a navetta, per separare un circuito da un altro, in particolare il circuito di emergenza da quello normale, evitando perdite di olio dal circuito normale quando questo va in avaria,
- Valvole selettrici o distributori, per deviare opportunamente l'afflusso e il deflusso di olio ad alcuni utilizzatori (martinetto) onde permetterne lo spostamento nei due sensi e la corretta regolazione dello spostamento. Queste valvole possono essere di tre tipi: a cassetto rotativo, a valvole con eccentrici, a cassetto. Questi tipi di valvole sono comandati dal pilota (con comando meccanico, idraulico o elettrico) quando si vuole compiere una determinata operazione (fuoriuscita carrello, aerofreni, ecc.)

3.4.5.8 Utilizzatori

Gli utilizzatori hanno lo scopo di trasformare l'energia di pressione dell'olio in lavoro meccanico per permettere alcune operazioni quali estrazione carrello, estrazione aerofreni, comando delle superfici di controllo e degli ipersostentatori.

Come utilizzatori vengono impiegati dei martinetti idraulici che possono essere di tre tipi:

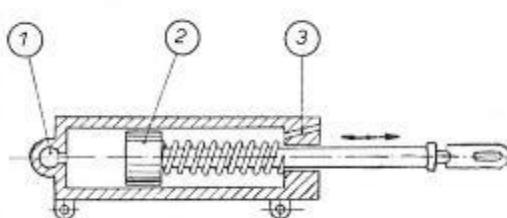
- Martinetti a entrata singola (*figura 22*) in cui il pistone e la relativa asta si muovono grazie alla pressione dell'olio e di una molla antagonista che agiscono sulle facce opposte del pistone



1. Entrata
2. Valvola di non ritorno
3. Uscita
4. Pistone
5. Uscita di cortocircuito
6. Valvola di cortocircuito

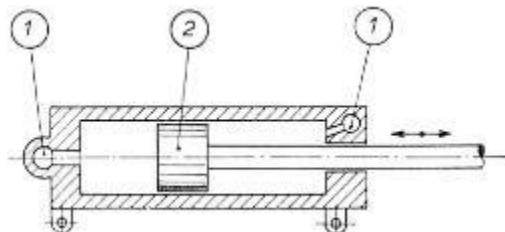
Fig. 21: Regolatore di pressione

- Martinetti a due entrate (*figura 23*) dove lo spostamento del pistone nei due sensi è dato mediante una valvola selettrice che permette l'arrivo dell'olio in pressione su di una faccia del pistone mettendo a scarico l'olio agente sull'altra e viceversa. *La forza esercitata sulla faccia liscia (priva di stelo) risulta essere maggiore che quella esercitata sull'altra, poiché lo stelo sottrae superficie all'azione dell'olio.*
- Martinetti a tre entrate e due pistoni (*figura 24*) nei quali lo spostamento dei pistoni si ottiene come nel tipo precedente mediante una valvola selettrice.



1. Ingresso olio
2. Pistone con asta di comando
3. Foro di spurgo

Fig. 22: Martinetto ad entrata singola



1. Ingresso olio
2. Pistone con asta di comando

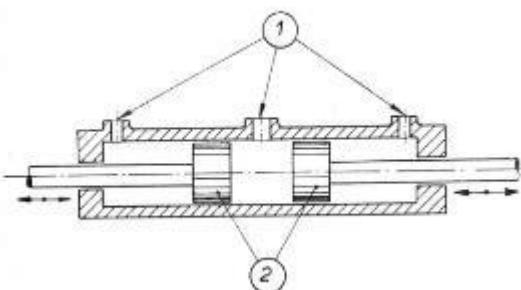
Fig. 23: Martinetto a due entrate

Il dosaggio dello spostamento del martinetto si ottiene con la valvola selettrice stessa; quando essa si porta in posizione neutra l'entrata e l'uscita dell'olio sono bloccate; in questo caso il martinetto è in blocco idraulico.

Molti problemi sulle superfici di governo, legati alle alte velocità di volo, sono stati risolti grazie ai servocomandi. Lo scopo del servocomando è di poter azionare le superfici di comando a velocità elevate (cosa impossibile da fare con la sola forza muscolare essendo elevati gli sforzi in gioco). I vari accorgimenti per diminuire gli sforzi sui comandi, quali alette compensatrici di vario tipo, danno ottimi risultati nel campo delle basse velocità ma, a velocità più elevate, potrebbero generare seri problemi aerodinamici e strutturali (fenomeni aeroelastici di flutter).

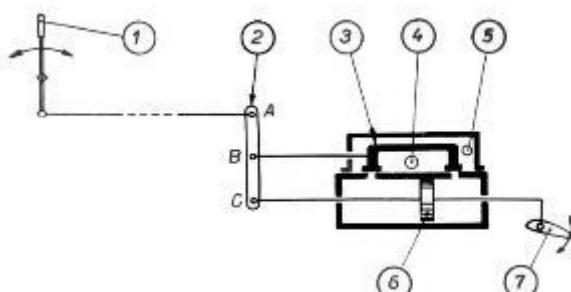
Un servocomando è un particolare tipo di martinetto che realizza fedelmente tutti gli spostamenti prodotti dalla barra di comando (o dalla pedaliera) sulle superfici di governo a cui è collegato.

Esso si compone di un martinetto e di un distributore ad esso incorporato o non. Il distributore può essere uno dei tipi visti in precedenza (a valvola, a cassetto, a cassetto rotativo).



1. Ingresso olio
2. Pistone con asta di comando

Fig. 24: Martinetto a tre entrate e due pistoni



- | | |
|------------------------------|--------------------------|
| 1. Barra di comando | 5. Uscita olio |
| 2. Asta | 6. Martinetto |
| 3. Cassetto di distribuzione | 7. Superficie di governo |

In figura 25 è riprodotto il principio di funzionamento di un servocomando con distributore a cassetto, ma tale principio vale per qualsiasi tipo di servocomando. Come si vede, uno spostamento della barra a tirare produce uno spostamento verso sinistra sia del punto A sia del punto B della leva che, nel primo istante, ruoterà attorno al punto C. Lo spostamento di B, e quindi del cassetto ad esso collegato, farà aprire le luci dell'olio, perciò lo stelo del martinetto si sposterà verso destra, producendo una rotazione della leva attorno al punto A che è tenuto fermo dal pilota. Tale rotazione porterà il punto B nella posizione di partenza e quindi il cassetto si chiuderà e lo stelo si arresterà nella posizione per la quale lo spostamento di C è uguale allo spostamento di A.

Questo tipo di servocomando è detto irreversibile in quanto un'azione sulla superficie di governo non produce alcun spostamento sulla barra in quanto l'azione sulla barra provoca un uguale spostamento sulla superficie di governo.

Lo sforzo compiuto dal pilota per azionare la superficie di governo è quindi indipendente dai carichi aerodinamici agenti su di essa. Il pilota compirà unicamente lo sforzo per vincere gli attriti della catena di trasmissione dalla barra al cassetto e la forza di spostamento del distributore. Questo sforzo è generalmente piccolo (< 5 N) e praticamente costante. Per il fatto che l'uomo è molto più sensibile agli sforzi che agli spostamenti (cioè governa la macchina attraverso gli sforzi), si rende necessaria l'introduzione nella catena di trasmissione di un sistema di molle, in vario modo collegate, che generano sulla barra degli sforzi proporzionali agli spostamenti secondo una legge ben stabilita.

I martinetti dei telecomandi sono generalmente di tre tipi:

- Martinetto con pistone differenziale con distributore a valvole incorporato, a stelo mobile e corpo martinetto fisso;
- Martinetto con distributore a cassetto incorporato e con stelo fisso e corpo martinetto mobile;
- Martinetto con pistone simmetrico con cassetto rotativo incorporato e corpo martinetto fisso.

3.4.6 ANTIGHIACCIO (capitolo ATA 30)

3.4.6.1 Generalità

Col generico termine di "antighiaccio" si comprendono i sistemi atti a ridurre o impedire la formazione di ghiaccio (anti-ice) e quelli atti a rimuovere il ghiaccio che già si è formato (de-icer).

Il ghiaccio aderisce alle superfici esterne dell'aeroplano degradandone le prestazioni; si distinguono diverse forme di ghiaccio:

- *Ghiaccio bianco (Rime ice): ghiaccio rugoso, color bianco latte, la maggior parte di esso può essere rimosso con il de-ice e può essere prevenuto con sistemi anti-ice.*
- *Ghiaccio vitreo o vetrone (Glaze or Clear ice): è tipicamente liscio, e segue il contorno delle superfici, dopo un'accumulazione intensa, forma delle creste. È difficile da rimuovere.*
- *Ghiaccio misto (Mixed ice): è un mix dei due tipi di ghiaccio soprattutti. Il ghiaccio fa diminuire la quantità di flusso d'aria passante sopra (e anche sotto) l'ala riducendo l'angolo d'attacco. Ne consegue una diminuzione della portanza massima prodotta; influenza negativamente la manovrabilità dell'aereo. Il ghiaccio può inoltre far ridurre del 30 % la portanza e aumentare del 40 % la resistenza.*

Il ghiaccio si forma sulla superficie dell'aereo a 0 °C o meno, quando è presente acqua. (Per questo motivo non è possibile avere formazione di ghiaccio al di sopra di 40000 ft o 12000m circa; in queste condizioni l'atmosfera è secca a sufficienza per escludere la formazione di ghiaccio). Il

ghiaccio si forma quando l'aereo vola tra le nuvole o in una precipitazione dove vi siano gocce d'acqua molto fredde (*Supercooled droplets*). Gli aerei che volano tra le nuvole a temperature al di sotto di quelle di congelamento, sono soggetti ad incontrare le *Supercooled droplets*, ossia gocce d'acqua al di sotto della temperatura di congelamento che, tuttavia, sono ancora liquide.

3.4.6.2 Definizioni

- *Sistema de-ice*: è tipicamente azionato ad intervalli, nei periodi di arresto, è ammessa la formazione di un certo quantitativo di ghiaccio, tuttavia questa quantità è minima e non va ad intaccare le prestazioni del velivolo ed il suo volo. In tutti i sistemi de-ice i frammenti di ghiaccio (*shedding*) possono causare FOD (Foreign Object Damage).
- *Sistema anti-ice*: quando questo sistema viene azionato, il ghiaccio non può formarsi mai. È tipicamente usato sul bordo d'attacco dell'ala, sensori, antenne, parabrezza, prese d'aria motore, scarichi dell'acqua. Le aree critiche sono: le prese d'aria, il bordo d'attacco, il parabrezza, i Pitot, gli strumenti e le antenne.

3.4.6.3 Sistemi di rilevamento (ATA 30-80)

3.4.6.3.1 Visual ice detection

Lo scopo di questo sistema è di avvisare l'equipaggio dell'imminente formazione di ghiaccio.

L'equipaggio deve continuamente visionare i seguenti sistemi:

- *Ice detection spot lights*: sono delle luci montate su entrambi i lati della fusoliera e servono per illuminare il bordo d'attacco dell'ala per permettere all'equipaggio di vedere se vi è formazione di ghiaccio sulle ali stesse.
- *Bacchetta luminosa di fronte al parabrezza* sulla quale i piloti possono rilevare visivamente la formazione di ghiaccio..

3.4.6.3.2 Vibrating rod ice detection

Questo sensore avverte la presenza di condizioni per la formazione del ghiaccio ed avverte l'equipaggio che ci sono le condizioni necessarie affinché si formi il ghiaccio. Vi è una bacchetta che vibra a una frequenza di riferimento di 40 kHz, la vibrazione è in senso assiale e la bacchetta è esposta al flusso dell'aria. La vibrazione è monitorata e confrontata con la vibrazione tipica di un ambiente con condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio, se le due vibrazioni sono simili, un segnale è mandato in cabina. Quando attivo, la bacchetta vibra alla frequenza di riferimento e in cabina verrà visualizzato un segnale di condizioni ottimali (ovvero nessun segnale). Invece se vi sono le condizioni, il ghiaccio si deposita sulla bacchetta facendone aumentare il peso, la frequenza varierà e in cabina si visualizza un messaggio di allarme. Nel seguito è descritto un caso specifico (Piaggio 180)

3.4.6.3.3 Hot rod ice detector

Consiste in una base in lega di alluminio sulla quale è montato un tubo in acciaio, sagomato a profilo alare; è installato con angolo di 30° verso il retro e posto sul lato della fusoliera in vista dei piloti. Nel tubo è inserito un elemento che produce calore e nella base c'è una luce in grado di illuminare la bacchetta stessa. L'elemento che produce calore è normalmente spento. Se il ghiaccio comincia a formarsi sul bordo d'attacco della bacchetta i piloti saranno in grado di notarlo; durante la notte l'operazione è resa possibile dall'accensione della luce.

3.4.6.3.4 Serrated rotor ice detector head

È un sistema proprio degli elicotteri e consiste in una ruota dentata che incorpora un albero collegato ad un motorino elettrico. Sul rotore è presente una protuberanza aguzza. Quando il

ghiaccio si deposita sulla protuberanza, il momento torcente aumenta, il motorino elettrico rileva questo incremento di coppia e lo segnala al pilota.

I sistemi impiegati non sono in grado, nonostante le loro prestazioni, di fornire l'assoluta garanzia di evitare la formazione di ghiaccio; pertanto è sempre opportuno evitare le zone dell'atmosfera favorevoli alle formazioni di ghiaccio.

I punti più pericolosi per la formazione di ghiaccio sono:

- **ala:** il ghiaccio si forma preferibilmente sul bordo d'attacco variando così il profilo dell'ala e peggiorando, in modo spesso irrimediabile, le caratteristiche aerodinamiche dell'ala stessa con forte perdita di portanza;
- **impennaggi:** si manifestano fenomeni analoghi a quelli che si verificano sull'ala;
- **articolazioni delle superfici mobili:** le formazioni di ghiaccio sulle cerniere, nelle fessure fra superfici mobili e fisse, può determinare il blocco delle superfici mobili e quindi compromettere la manovrabilità dell'aereo;
- **prese di pressione:** (per altimetri e anemometri) otturando queste prese il ghiaccio rende impossibile il funzionamento degli strumenti a capsula con perdita di ogni controllo su velocità e quota;
- **parabrezza e parti trasparenti:** con perdita di visibilità verso l'esterno;
- **prese d'aria dei motori:** il ghiaccio può ostruire totalmente o parzialmente queste prese d'aria determinando l'irregolare funzionamento del motore (anche il completo arresto). In particolare la formazione di ghiaccio al carburatore che provoca perdita di potenza e rischio di arresto del motore ha provocato numerosi incidenti. *Anche per i turbogetti la presa d'aria deve essere opportunamente protetta dalla formazione di ghiaccio.*
- **Eliche e rotori:** il ghiaccio si forma preferenzialmente sul mozzo e sul bordo d'attacco con riduzione delle prestazioni e *rischio di blocco del sistema di variazione del passo*.

I sistemi impiegati per combattere la formazione del ghiaccio possono essere di tipo termico, meccanico e chimico.

3.4.6.4 Sistemi termici

I sistemi termici sfruttano come fonti d'energia termica, per eliminare o prevenire la formazione di ghiaccio, energia elettrica, gas di scarico dei motori, gas di combustione di appositi bruciatori o l'aria compressa spillata dai compressori dei turbogetti.

3.4.6.4.1 Sistema elettrico

L'energia elettrica viene trasformata in calore con apposite resistenze (effetto Joule) opportunamente alloggiate nelle parti da proteggere. A causa dell'elevato consumo di energia elettrica si preferisce utilizzarlo su piccole superfici (tubi di Pitot, prese di pressione statica, prese d'aria, parabrezza, pale eliche) e, spesso, in modo intermittente *sfruttando l'inerzia termica delle parti riscaldate*. Vi sono, comunque, velivoli in cui questo sistema è impiegato sul bordo d'attacco dell'ala e degli impennaggi e spesso anche sulle eliche (con contatti a strisciamento).

Un mezzo più economico è il gas di scarico dei motori. La quantità di calore fornito dal gas di scarico è notevole, quantificabile come il 60% del calore prodotto dal motore nel suo funzionamento. In genere i gas di scarico non vengono inviati direttamente alle parti da riscaldare (*è notevole il loro effetto corrosivo*) ma si preferisce riscaldare dell'aria tramite uno scambiatore di calore. L'aria così riscaldata viene fatta passare nei condotti inseriti nel bordo d'attacco dell'ala o fatta passare all'interno dell'ala per riscaldare le articolazioni delle superfici mobili; in entrambi i casi l'aria viene poi scaricata all'esterno. La temperatura dell'aria nei condotti può raggiungere i 120 °C.

Quando, per varie ragioni, non possono essere impiegati i gasi di scarico, vengono impiegati appositi bruciatori e viene impiegato il gas di scarico caldo con le medesime modalità viste in precedenza.

È necessario che entrambe le semiali vengano riscaldate nella medesima maniera, in modo tale da evitare pericolose asimmetrie nella formazione o rimozione del ghiaccio.

3.4.6.4.2 Sistema antighiaccio pneumatico Piaggio 180 "Avanti"

Questo sistema utilizza aria calda spillata dal motore, evitando i risvolti negativi dovuti ai gas di scarico sopra descritti.

3.4.6.4.2.1 Rilevazione (Capitolo ATA 30-80)

Il sistema di rilevazione installato sul Piaggio 180 "Avanti" utilizza il principio della "magnetostrizione" (caratteristica dei materiali ferromagnetici di cambiare le proprie dimensioni a causa di un campo magnetico fluttuante). Il sensore viene messo in vibrazione alla frequenza di risonanza; all'aumentare dell'accumulo di ghiaccio la frequenza di vibrazione diminuisce. Ad una specificata frequenza le resistenze elettriche presenti nel corpo del rilevatore vengono attivate e viene rimosso il ghiaccio. Le resistenze vengono disattivate e il rilevatore si raffredda permettendo la formazione di nuovo ghiaccio. Contando il numero di cicli è possibile determinare la velocità di accrescimento del ghiaccio e quindi regolare il funzionamento dei sistemi di protezione sulle superfici critiche.

Il rilevatore di ghiaccio è installato nella posizione più opportuna sulla struttura del velivolo. Nel caso specifico, esso è posto in prossimità del portello destro del carrello anteriore.



Fig. 26: Installazione rilevatore di ghiaccio

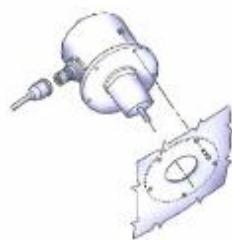


Fig. 27: Dettaglio rilevatore di ghiaccio

Il principio di funzionamento si basa sulla variazione della frequenza naturale della sonda che varia quando la massa d'acqua congelata va ad accumularsi sullo stelo; quando lo spessore del ghiaccio raggiunge i 0,4 mm - 0,6 mm il rilevatore fornisce un segnale al sistema di allarme principale, che accende una luce rossa di warning "ICE".

Il segnale dura tra i 3 s e i 7 s dopodiché la sonda si resetta per effetto della resistenza elettrica interna che scioglie il ghiaccio e la prepara per il ciclo successivo.

Il rilevatore di ghiaccio è alimentato ogni qualvolta la barra di distribuzione utenze essenziali viene alimentata con corrente 28 V CC e la temperatura ambiente è inferiore a 40 °C.

3.4.6.4.2.2 Bordi di entrata alare (Capitolo ATA 30-10)

L'aria viene spillata dal compressore ad alta pressione a circa 300 °C, miscelata con aria ambiente ed inviata al bordo d'attacco. La temperatura dell'aria viene regolata per non superare i 90 °C, al fine di ridurre la fatica termica del materiale del bordo d'attacco (lega 2024); il massimo valore di

temperatura nel condotto ("Piccolo tube") deve rimanere al di sotto dei 90°C. Qualora si raggiungesse tale soglia, quando il sistema è selezionato su AUTO la valvola viene chiusa automaticamente ed il pannello annunciatore avverte il pilota con una luce rossa. Se invece esso è selezionato su MANUAL, è il pilota stesso ad aprire e chiudere il flusso caldo alla valvola, in modo da mantenere i bordi caldi quanto necessario e a non surriscaldarli (ovviamente al metodo manuale si preferisce quello automatico).

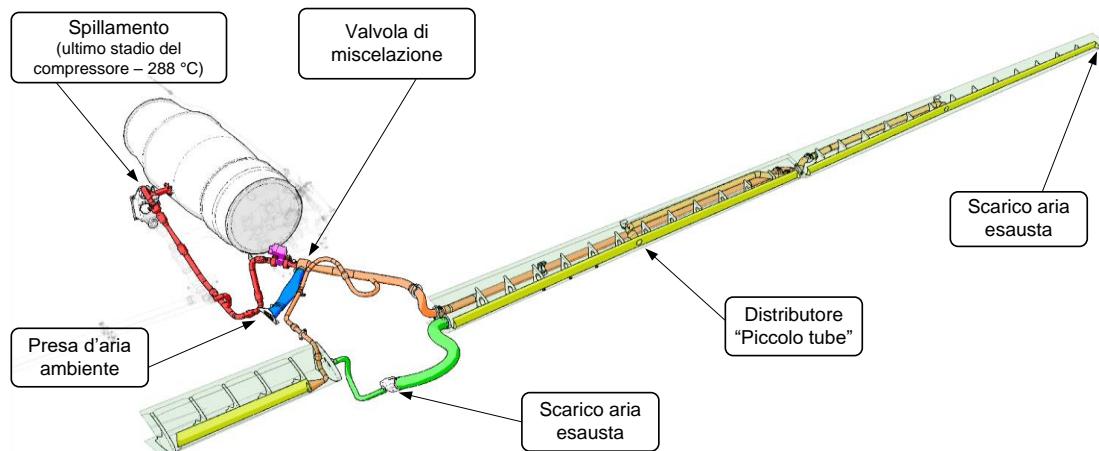


Fig. 28: Layout del sistema antighiaccio ad aria calda (semiala sinistra)

L'aria calda riscalda anche il becco dell'alettone e, in quota parte, viene anche scaricata attraverso alcune feritoie poste all'estremità alare.

L'aria calda spillata dal compressore viene utilizzata anche per i sistemi antighiaccio pneumatici delle prese d'aria motore, per riscaldare le prese d'aria dei radiatori dell'olio dei motori nonché per il sistema ECS al fine di garantire pressurizzazione e climatizzazione (con scambiatore di calore a freon o mediante un pacchetto bootstrap ad aria) della cabina (di pilotaggio e dei passeggeri).

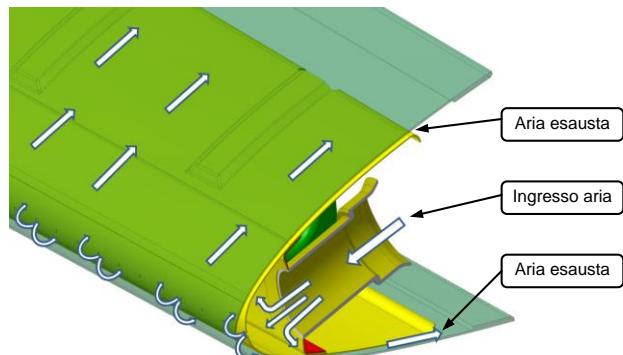


Fig. 29: Dettaglio distributore "Piccolo tube"

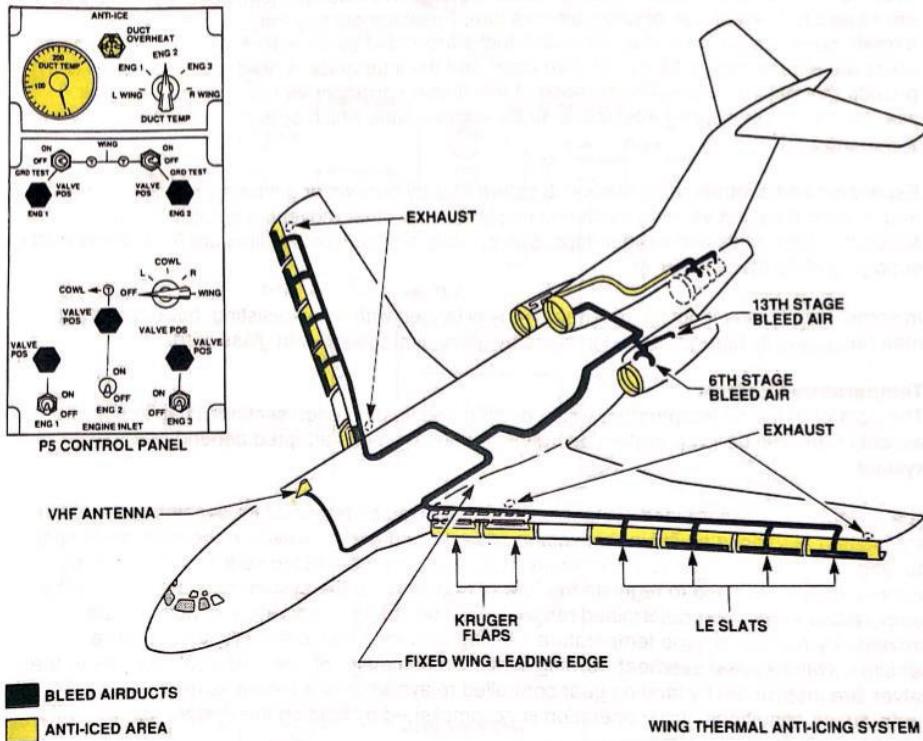


Fig. 30: Sistema antighiaccio ad aria calda del Boeing 727

3.4.6.5 Sistemi meccanici

I sistemi meccanici agiscono frantumando il ghiaccio che poi viene asportato dal vento relativo. I sistemi meccanici sono particolarmente adatti per i bordi d'attacco delle ali e degli impennaggi. Il sistema più comune consiste di una specie di camera d'aria di materia elastica, applicata esternamente sul bordo d'attacco, che viene ciclicamente gonfiata con aria in pressione (sistema Goodrich ®). Il gonfiaggio ciclico frantuma lo strato di ghiaccio che si è formato sul bordo d'attacco; tuttavia *formazioni eccessive di ghiaccio non possono essere efficacemente asportate*. Le pulsazioni della camera d'aria hanno, generalmente, la frequenza di un ciclo completo al secondo ma la frequenza può essere variata in base al tipo di ghiaccio. L'aria per il gonfiaggio della camera d'aria viene fornita da apposite pompe alternative azionate dai motori del velivolo. Un distributore elettrico smista l'aria alle varie camere in modo da realizzare la frequenza richiesta. Le variazioni del profilo del bordo 'attacco influiscono sulla polare dell'ala in modo poco significativo per i velivoli lenti ma in modo maggiore sui velivoli veloci.

3.4.6.6 Sistemi chimici

Questi sistemi consistono nel ricoprire la superficie da proteggere con un velo di liquido incongelabile che impedisce la formazione del ghiaccio, ovvero scioglie il ghiaccio già formato.

Per prevenire (comunque entro un tempo definito, "hold over time") la formazione di ghiaccio sul piazzale, le superfici aerodinamiche vengono spruzzate con fluido antighiaccio (soluzione acquosa di glicole etilenico o glicole propilenico con additivi coloranti e "gelificanti" per prevenirne il rapido gocciolamento). Sono disponibili 4 tipi di fluidi (il tipo IV è il più prestante) normalizzati SAE AMS 1428 e SAE AMS1424 e ISO 11074 e ISO 11078 che riprende i medesimi requisiti.

- *Il fluido di tipo I ha bassa viscosità ed è considerato non gelificato. Fornisce protezione a breve termine poiché scivola via dalle superfici su cui è applicato. Viene tipicamente spruzzato a caldo (55 °C – 80 °C) ad alta pressione per rimuovere neve, ghiaccio e brina. In genere sono colorati in arancione per renderne evidente l'applicazione.*

- I fluidi di **tipo II** vengono definiti "pseudoplastici" in quanto contengono agenti polimerici gelificanti, che aumentano la viscosità del fluido, per ritardare il gocciolamento dalle superfici dell'aeromobile. Tipicamente il film di fluido rimane adeso alla superficie dell'aeromobile sino a quando non raggiunge una velocità di circa 100 kts (185 km/h). I fluidi di tipo II sono di colore giallo chiaro.
- I fluidi di **tipo III** possono essere intesi come una soluzione di compromesso tra il tipo I e il tipo II e vengono utilizzati su velivoli con velocità di rotazione inferiore ai 100 kts. Anche questo tipo di fluido è di colore giallo chiaro.
- I fluidi di **tipo IV** soddisfano gli stessi requisiti del tipo II ma consentono maggiori tempi di permanenza sulle superfici; sono tipicamente colorati di verde per facilitare una applicazione uniforme.

Come sistema antighiaccio di bordo vi possono essere i bordi di entrata forati (con microfasci laser) che lasciano passare un flusso di glicole etilenico a pressione che sghiaccia e protegge le superfici. La penalizzazione insita in questo sistema consiste nel dover trasportare a bordo un sistema a pressione fail safe ed un serbatoio di fluido sghiacciato, con collegato incremento del peso. Si tratta principalmente di un de-icer.

3.4.6.7 Sistemi elettromagnetici

Consiste in un circuito che provoca la vibrazione di alcune bobine poste a contatto delle superfici interne dei bordi di attacco. L'impulso rilascia energia e causa una piccola deformazione delle superfici, in modo che il ghiaccio si spacchi e venga asportato dal vento relativo. Il principale difetto è il peso e la complessità nonché la sollecitazione a fatica delle superfici sghiacciate.

3.4.6.8 Avvisatori di ghiaccio

Gli avvisatori di ghiaccio hanno lo scopo di avvertire il pilota della imminente formazione di ghiaccio e quindi metterlo in condizioni di attivare in tempo utile l'impianto antighiaccio. Gli avvisatori di ghiaccio vengono installati nella posizione in cui più facilmente si forma ghiaccio, ovvero essi stessi sono il punto critico per la formazione di ghiaccio. Generalmente sono meccanici o elettrici e sfruttano la proprietà dei fili sottili di ricoprirsi con facilità e intensamente di incrostazioni di ghiaccio. Un esempio di avvisatore meccanico è costituito da un tubo di Venturi munito, nella sezione di ingresso, di una reticella di fili sottili che, otturandosi per effetto della formazione di ghiaccio, determina una variazione nella distribuzione delle pressioni nel Venturi con azionamento di un segnale elettrico portato in cabina.

Un sistema elettro-ottico consiste in una piccola superficie di filo sottile che, riflettendosi su uno specchio, va ad incidere sull'occhio di una cellula fotoelettrica. La formazione di ghiaccio va ad interrompere il raggio di luce con conseguente azionamento della cellula fotoelettrica e invio di segnale in cabina.

3.4.7 IMPIANTO PNEUMATICO (capitolo ATA 36)

L'impianto pneumatico a bordo dei velivoli preleva dai compressori dei propulsori (getto o pistoni) una certa quantità di aria compressa e calda e la trasferisce mediante apposite tubazioni agli utilizzatori. L'aria in pressione viene di solito impiegata per muovere, a mezzo di turbine, attuatori o dispositivi dotati di moto rotatorio (compressori di cabina) i quali a loro volta provvedono a comprimere i fluidi necessari (aria di condizionamento, freon, ecc.).

L'energia termica posseduta dall'aria nell'impianto pneumatico, inoltre, può essere sfruttata per riscaldare le prese d'aria dei motori, i bordi d'attacco delle superfici alari e degli impennaggi con funzione antighiaccio.

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Nei motori a getto l'aria in pressione viene prelevata dal compressore del turbogetto (8°-14° stadio, dipende dalle dimensioni del motore, a circa 300 °C), mentre nei motori a pistone viene generata da un opportuno compressore calettato direttamente sull'albero motore. L'aria così spillata viene mandata ad un regolatore di pressione e temperatura e quindi agli attuatori o agli utilizzatori delle relative utenze. L'impianto pneumatico installato a bordo del velivolo può ricevere aria compressa da un gruppo pneumatico esterno quando il velivolo è stazionato a terra e si ha la necessità di alimentare uno o più utilizzatori, per prove a terra o per l'avviamento dei motori.

L'impianto pneumatico, rispetto all'impianto idraulico, presenta il grande vantaggio di avere una infinita scorta di fluido e quindi non richiede serbatoi e tubazioni di ritorno; presenta però l'inconveniente del pericolo di esplosione e la difficoltà di assicurare l'ermeticità; per questo motivo le pressioni d'esercizio non superano mai le 30 atm (circa 3040 kPa).

Altri inconvenienti dell'impianto pneumatico si presentano alle elevate quote di volo a causa della fuoriuscita di elevate masse d'aria dagli attuatori in quanto mancano le tubazioni di ritorno. Inoltre l'aria deve essere accuratamente deumidificata in quanto nella fase di espansione, con relativo abbassamento di temperatura, potrebbero formarsi masse di ghiaccio che pregiudicano il funzionamento dell'impianto stesso.

L'impianto pneumatico, infine, non può essere utilizzato per i servocomandi a causa della compressibilità residua dell'aria che provocherebbe un posizionamento incerto (e pulsante) del comando.

Normalmente l'impianto antighiaccio e l'impianto di condizionamento sono utenze dell'impianto pneumatico anche se in molti casi sono indipendenti dall'impianto pneumatico.

L'aria prelevata dal motore passa attraverso una valvola di esclusione, che provvede a regolarne la pressione, quindi entra in uno scambiatore di calore che ne abbassa la temperatura e viene convogliata ai vari utilizzatori.

L'aria calda prelevata dalla presa di spillamento viene invece inviata direttamente all'impianto rimozione ghiaccio semiali ed impennaggi ed all'impianto antighiaccio della presa dinamica. L'aria in pressione proveniente da un motore può essere utilizzata per avviare l'altro motore (indipendentemente dal gruppo ausiliario). I due condotti d'aria in pressione (provenienti dai due motori) si riuniscono in un'unica tubazione che alimenta, attraverso l'elettrovalvola di intercettazione e regolazione flusso, tutti gli impianti del velivolo che ne necessitano; i principali impianti sono: pressurizzazione, antighiaccio e rimozione ghiaccio, antiappannante e rimozione pioggia, guarnizione tenuta tettuccio, tuta anti-g, controllo strato limite.

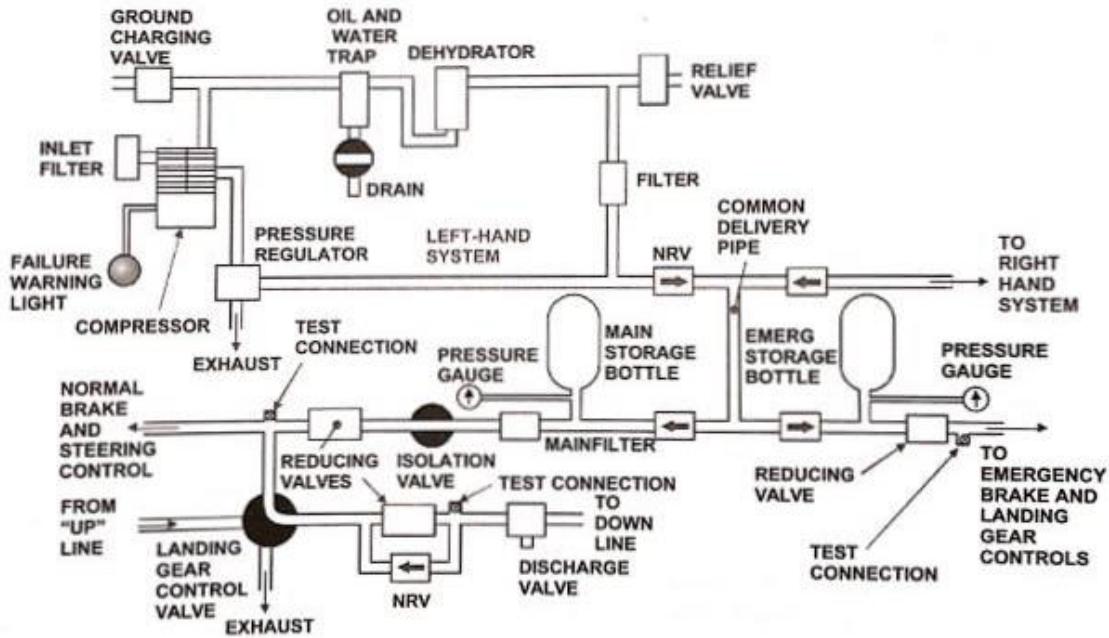


Fig. 31: Schema generale di un impianto pneumatico per velivolo monomotore

3.4.8 IMPIANTO DI LUBRIFICAZIONE (capitolo ATA 79)

Il circuito dell'olio ha lo scopo di lubrificare le parti in movimento dei motori, sia a reazione che a pistoni.

Il circuito si divide generalmente in due parti: una parte interna al motore dipendente dall'architettura del motore stesso ed una parte esterna al motore di cui si parlerà in seguito.

L'olio del circuito esterno del motore circola nel modo seguente (*figura 32*): l'olio contenuto in un serbatoio viene aspirato dalla pompa motore per la lubrificazione degli organi del motore stesso; all'uscita del motore l'olio, raccolto in una vaschetta di recupero (carter) viene captato da pompe di recupero e inviato in un radiatore per smaltire il calore accumulato; da qui torna poi nel serbatoio. Il consumo medio di olio, per un motore di potenza pari a 1400 CV (1050 kW circa) circa è di circa 10 L/h.

I serbatoi dell'olio sono in lega di alluminio e vengono generalmente ancorati alla struttura del velivolo nel vano motore. Le pompe sono in genere del tipo a ingranaggi e sono trascinate dal motore stesso; le pressioni di funzionamento sono comprese tra i 3 e i 7 kg/cm² (2942 hPa – 6865 hPa; 2,942 bar - 6,865 bar) Nel blocco della pompa è compresa una valvola con una canalizzazione di corto-circuito che, in funzione della pressione di mandata della pompa, permette il ritorno di parte dell'olio all'entrata della pompa stessa o al serbatoio, regolando così la pressione di lubrificazione. In generale, quindi, la pressione di lubrificazione dipende dalla valvola di corto circuito e non dalle prestazioni della pompa. La portata di olio che circola nel motore dipende dalle perdite di carico nelle canalizzazioni interne del motore e queste perdite di carico dipendono in particolare dallo stato del motore e dalla viscosità dell'olio, perciò le pompe debbono essere sovrabbondanti.

Un manometro, indicando i valori della pressione, avverte se la lubrificazione avviene regolarmente. Pressione troppo bassa significa fughe di olio oppure olio troppo caldo (molto fluido). La valvola di corto circuito sarà quindi chiusa, la pressione di mandata non sarà regolata e tutta la portata della pompa passerà attraverso al motore; tutto ciò significa una lubrificazione difettosa che porterà ad un'avarie al motore. Se invece la pressione è alta, ciò può significare una

ostruzione parziale o meno delle canalizzazioni del motore, oppure l'olio troppo freddo (viscosità alta). La valvola di corto circuito si aprirà completamente e la maggior parte dell'olio sarà cortocircuitata e perciò la lubrificazione sarà scarsa ed il motore andrà in avaria. La presa di pressione per il controllo della stessa viene effettuata a valle della pompa.

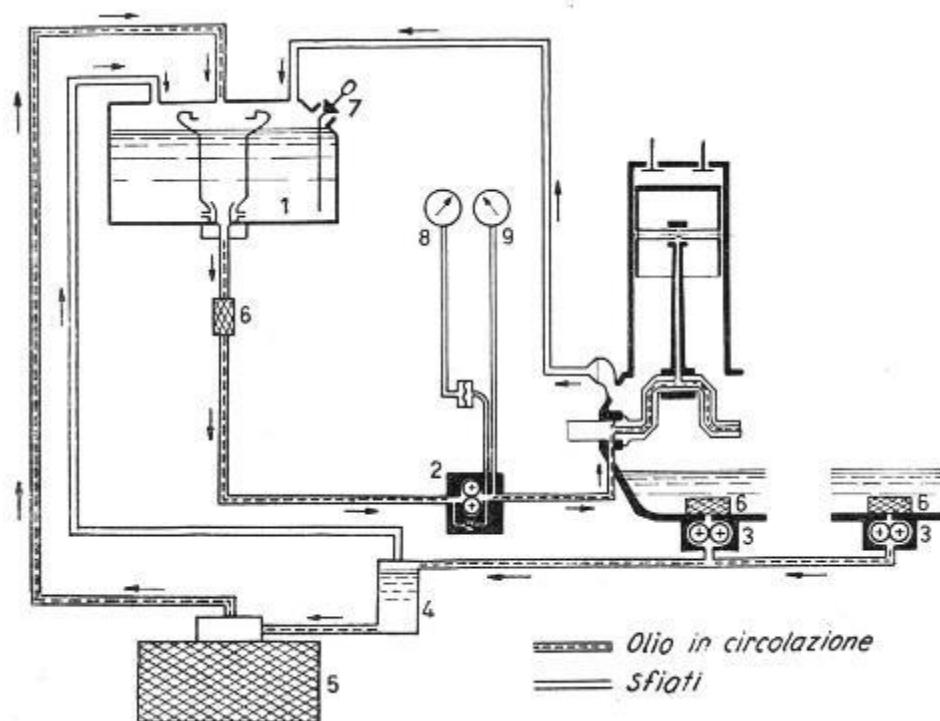


Fig. 32: Schema impianto di lubrificazione per motore a pistoni

L'olio, dopo aver lubrificato gli organi del motore, si raccoglie nel carter sotto forma di emulsione, tanto più stabile quanto più bassa è la temperatura dello stesso.

A causa di ciò le pompe di recupero devono avere una portata molto grande (circa 10 volte la portata delle pompe di mandata) e le tubazioni di circolazione dell'olio così emulsionato devono avere diametri grandi (> 30 mm).

L'olio, opportunamente filtrato, viene inviato alle pompe di recupero verso il serbatoio attraverso un radiatore. Frequentemente tra le pompe di recupero e il radiatore viene inserito uno sfiato per i gas contenuti nell'olio, onde evitare che il radiatore venga attraversato da olio emulsionato che diminuirebbe l'efficacia del radiatore stesso.

I radiatori devono mantenere la temperatura dell'olio all'entrata del motore tra i 35 °C e gli 85 °C ed in uscita tra 90 °C e 130 °C. Generalmente il controllo della temperatura dell'olio viene effettuato all'entrata del motore tramite tele-termometro.

Le pompe meccaniche di recupero, del tipo a ingranaggi trascinate dal motore, in generale non hanno incorporata la canalizzazione e la valvola di corto circuito come la pompa motore; ma un tale circuito si trova nel radiatore e ha lo scopo di proteggere il radiatore stesso dalle sovrapressioni che si verificano specie all'avviamento del motore, quando l'olio è a temperature molto basse.

Il radiatore dell'olio può essere sia a "nido d'ape" che ad alette. Per i motori di piccola potenza il raffreddamento dell'olio avviene nel serbatoio stesso (in genere è il carter "umido") munito di alette nella sua parte inferiore.

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Il montaggio del radiatore nel circuito dell'olio può essere effettuato in due modi:

- a) Montaggio in serie: è il sistema di installazione più comune. Il raffreddamento dell'olio viene regolato agendo su uno o due sportelli (flabelli) che regolano l'afflusso di aria esterna sul radiatore. Questi flabelli possono essere montati in tre modi diversi:
 - Un flabello a monte del radiatore (caso più generale)
 - Due flabelli, uno a monte e uno a valle del radiatore stesso; è il sistema più efficace
 - Un flabello a valle del radiatore.
- b) Montaggio in derivazione: mediante un rubinetto termostatico, sensibile alla temperatura dell'olio, piazzato all'uscita dal radiatore, il flusso dell'olio viene diviso in due parti. Una parte circola nell'interno del radiatore, l'altra parte fluisce attraverso un'intercapedine intorno al radiatore assumendo così anche la funzione di riscaldare l'olio dentro il radiatore quando esso è freddo. Con l'azione del rubinetto termostatico la temperatura dell'olio viene così mantenuta pressoché costante sino a che il rubinetto non sarà tutto chiuso o tutto aperto.

Dopo essere passato nel radiatore l'olio fluisce nel serbatoio.

Generalmente i serbatoi vengono riempiti per i 4/5 del loro volume per tenere conto dell'olio contenuto nel carter motore e dell'aumento di volume dell'olio con la temperatura.

Durante la messa in moto, al fine di portare a regime la temperatura nel più breve tempo possibile, i serbatoi vengono generalmente suddivisi in camere comunicanti, oppure tra gli orifizi delle tubazioni di mandata e di ritorno vengono interposte delle canalizzazioni comunicanti col resto del serbatoio mediante piccoli fori.

Per quanto riguarda i motori a reazione, il circuito di lubrificazione è molto semplice poiché in questo caso si tratta di lubrificare dei cuscinetti di banco e degli ingranaggi (della gear-box). In genere esso è costituito da un serbatoio, da uno scambiatore di calore olio-combustibile (eventualmente anche da uno scambiatore di calore olio-aria), da un de-aeratore, da un filtro e da pompe di mandata (in pressione) e di recupero. La lubrificazione sui cuscinetti avviene con un flusso dosato di olio nebulizzato, che funge anche da refrigerante per i cuscinetti stessi; un eccesso di olio provoca una maggiore resistenza al rotolamento. La tenuta, non potendosi utilizzare guarnizioni a strisciamento a causa delle alte velocità tangenziali degli alberi rotanti, viene assicurata da aria in pressione e da percorsi a labirinto. L'olio recuperato viene trattato da un de-aeratore prima di essere inviato allo scambiatore di calore. A causa della nebulizzazione dell'olio e del sistema di tenuta, parte dello stesso viene comunque perso nella fase di de-aerazione, pertanto la parte di olio persa durante il funzionamento deve essere attentamente valutata.

È frequente, oltre all'installazione di termometro e manometro per il controllo del circuito, un termometro per controllare la temperatura del cuscinetto della turbina (*figura 33*).

Nel caso di turbomotori l'olio in pressione può essere utilizzato per inviare un segnale al torsometro (*figura 34*).

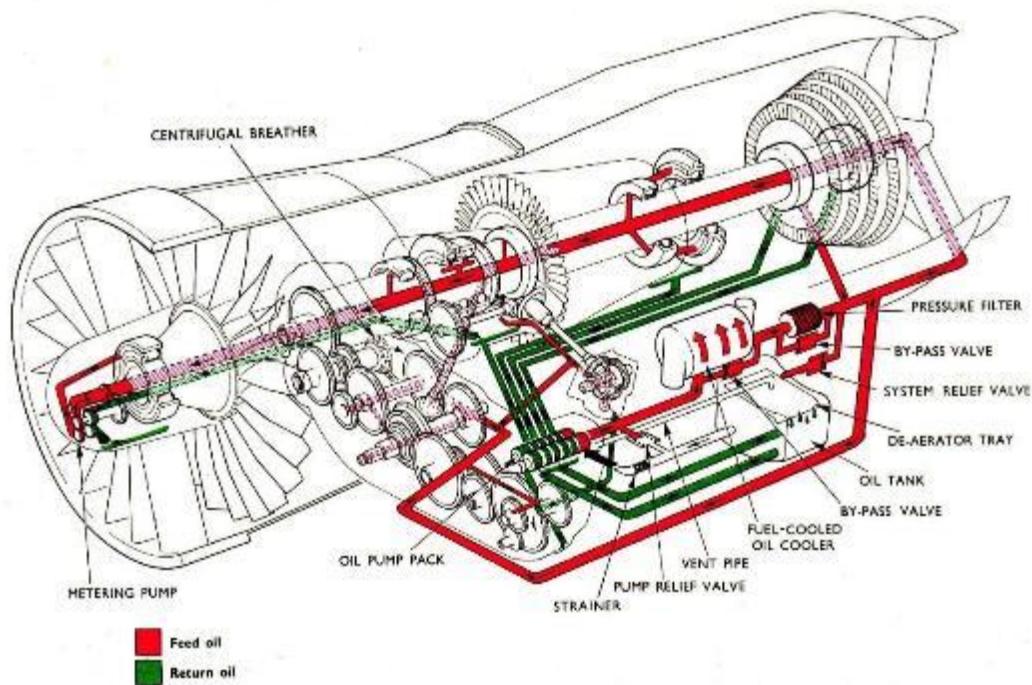


Fig. 33: Sistema di lubrificazione in un turbogetto (da "the Jet Engine" – Rolls Royce)

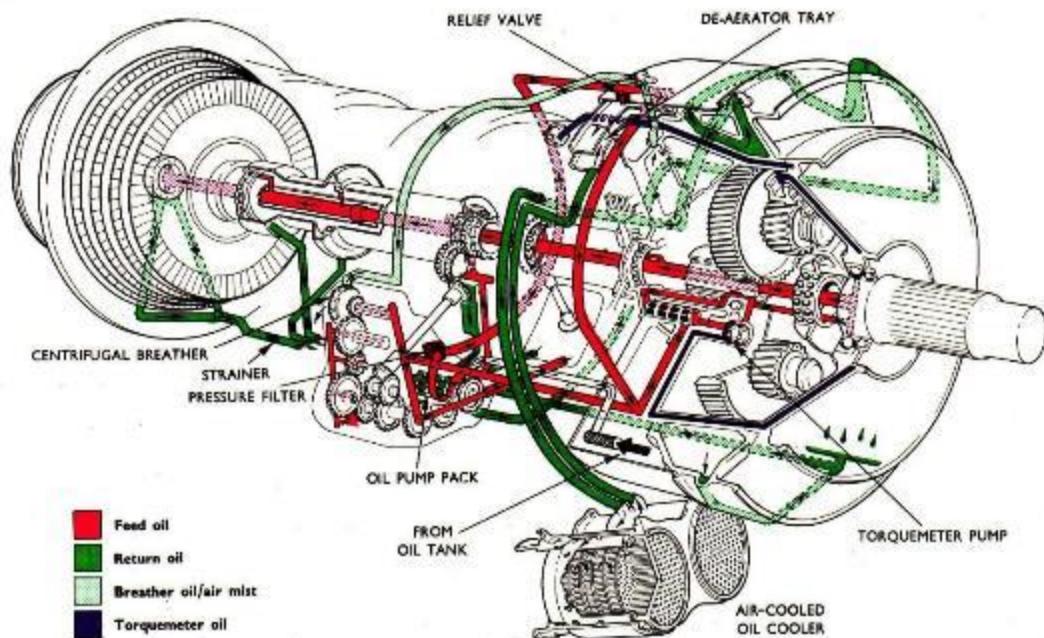
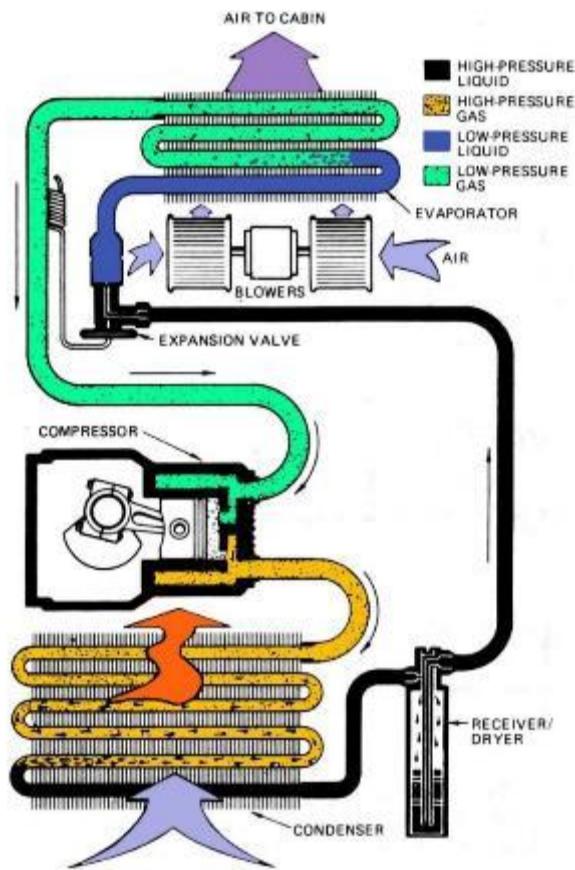


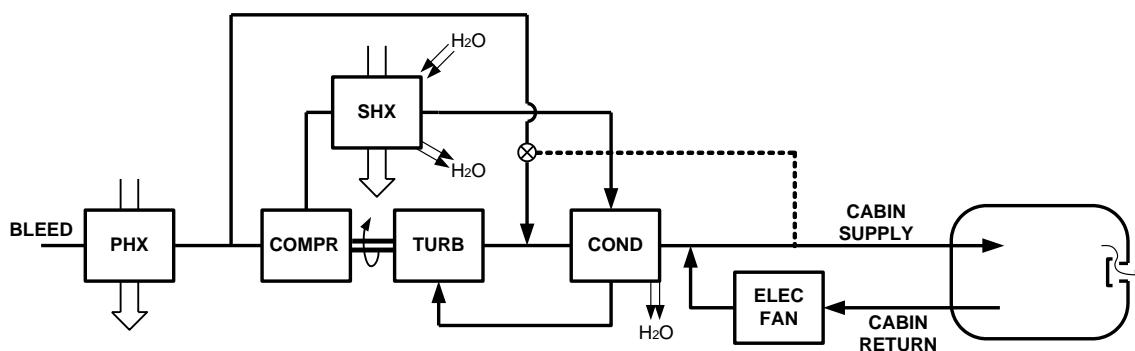
Fig. 34: Sistema di lubrificazione in un turboelica (da "the Jet Engine" – Rolls Royce)

3.5 SCHEMI DI IMPIANTI

3.5.1 IMPIANTO DI CLIMATIZZAZIONE (ECS) - schemi

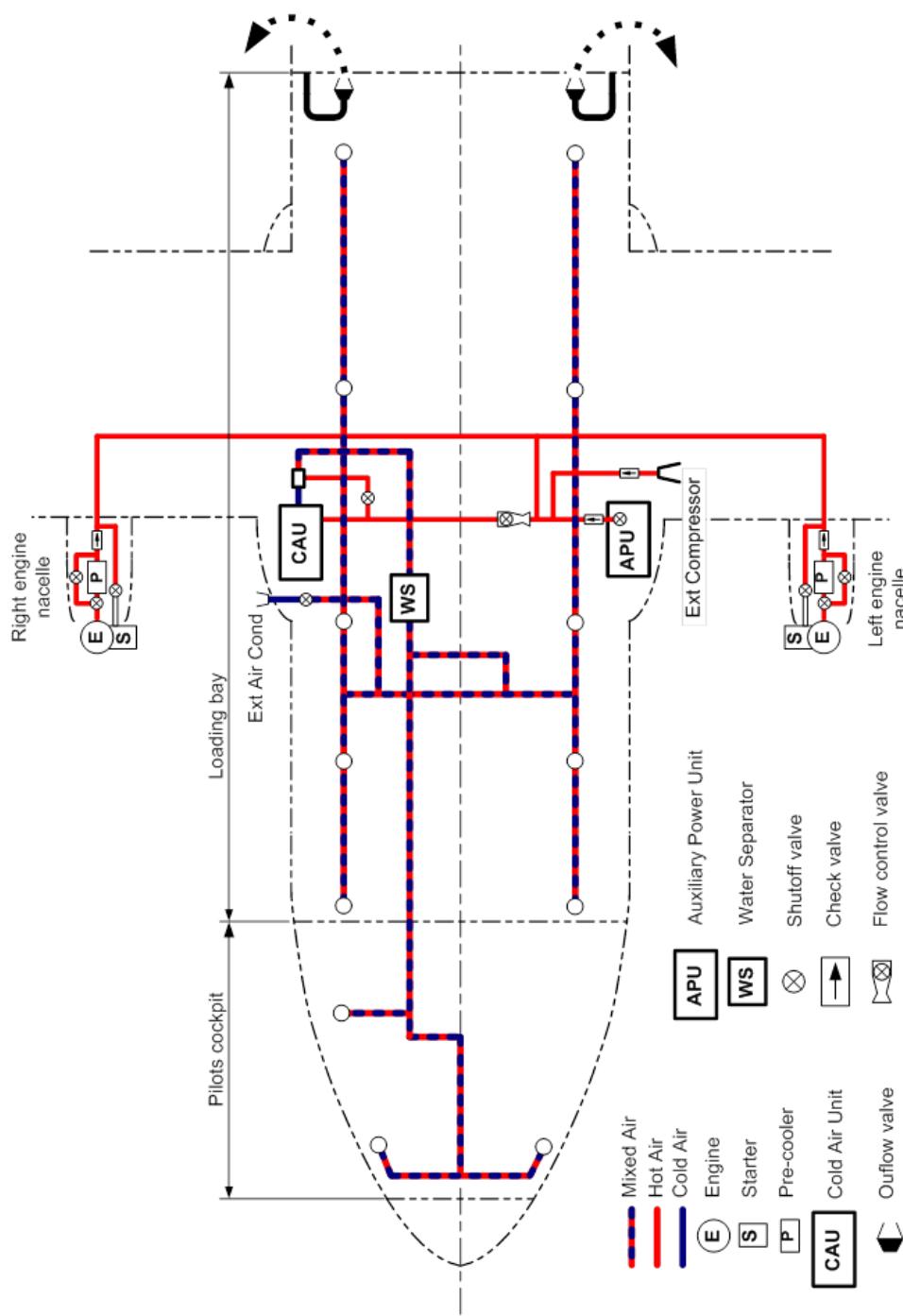


Schema impianto di condizionamento dell'aria



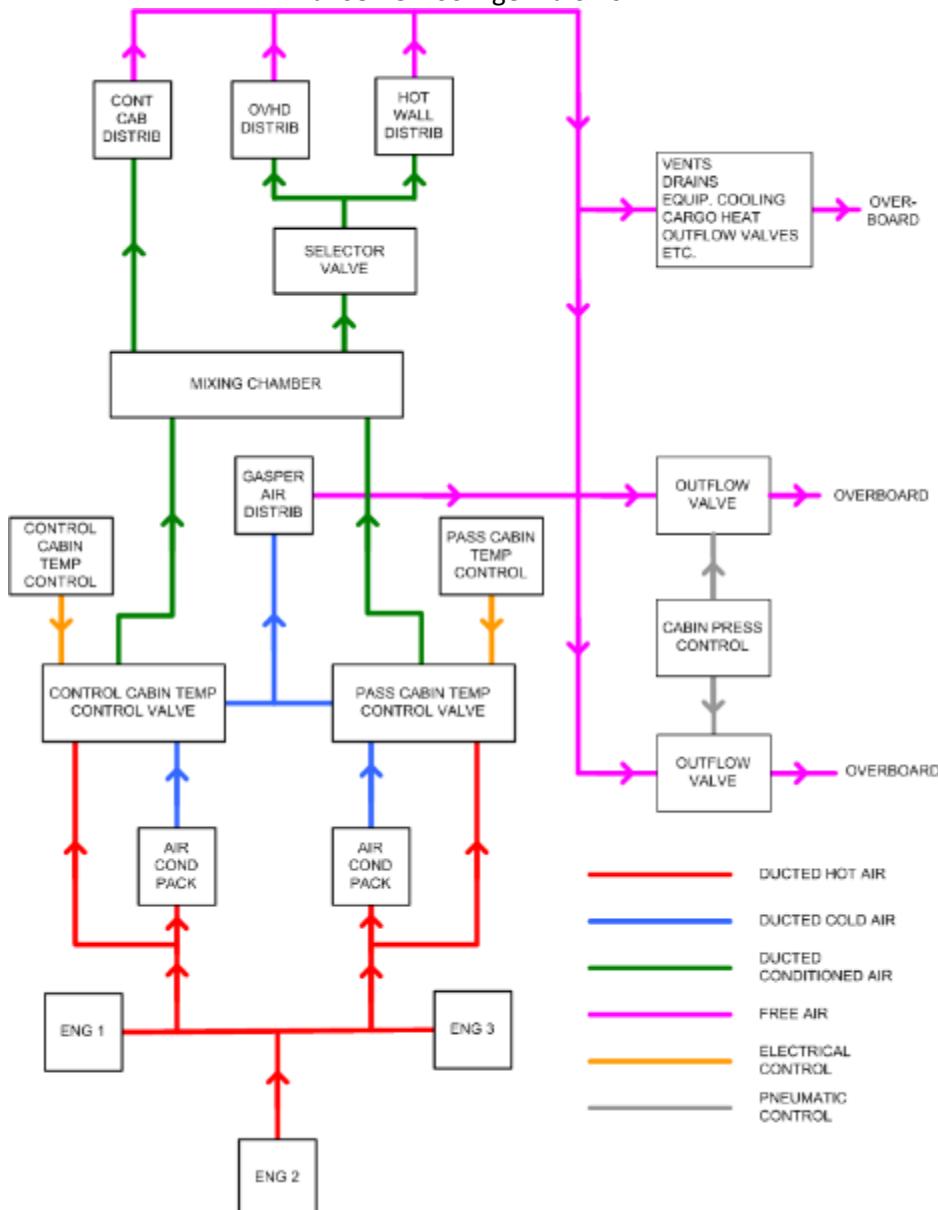
PHX	Precooler
SHX	Intercooler
COMP	Compressor
TUR	Turbine
WAT SEP	Water Separator
COND	Condenser
ELEC FAN	Electric fan

Schema a blocchi di un impianto di climatizzazione



Schema dell'impianto ECS (Environmental Control System) per AIT G-222

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024



Schema ECS Boeing B-727

3.5.2 IMPIANTO ELETTRICO - SCHEMI

Tipo utenze		Alternative all'alimentazione elettrica	Note
Illuminazione		Nessuna	--
Apparati elettronici		Nessuna	--
Interruttori e relè		Elementi logici e fluidica	I dispositivi elettrici sono più leggeri ed affidabili
Attuatori	Lineari	Idraulici e pneumatici	Gli attuatori idraulici sono migliori
	Rotanti	Idraulici e pneumatici	Sono soddisfacenti tutti e 3 i tipi *
Riscaldamento	Climatizzazione	Impianti collegati all'impianto pneumatico (produttore di aria compressa calda)	I dispositivi pneumatici sono migliori **
	Antighiaccio	Nessuna	--
	Cucine	Nessuna	--

*: per l'azionamento di pompe combustibile immerse (in genere piuttosto numerose) è preferibile l'azionamento elettrico

: i dispositivi anti-ghiaccio elettrici hanno lo svantaggio di elevati assorbimenti ma viene comunque utilizzato. È **insostituibile per piccole superfici quali prese d'aria strumenti e bordi d'attacco prese d'aria motore

Tipi di utenze e possibili alternative all'alimentazione elettrica

Tipo	Vantaggi	Svantaggi
Corrente continua	<ul style="list-style-type: none"> Facilità di collegamento in parallelo tra due o più generatori Possibilità d'impiego di batterie Forte coppia di spunto nei motori Facile controllo dei motori 	<ul style="list-style-type: none"> Motori pesanti e complessi Fragilità dei collettori e delle spazzole Tensioni poco "maneggevoli", necessità di convertitori o commutatori per apparecchiature alimentate in corrente alternata
Corrente alternata	<ul style="list-style-type: none"> Tensione facilmente trasformabile Sezione dei cavi relativamente piccola per tensioni elevate con risparmio di peso 	<ul style="list-style-type: none"> Difficile collegamento in parallelo dei generatori Necessità di giri costanti del rotore Impossibile utilizzare batterie

Vantaggi/svantaggi della CC e della CA

Tipo di corrente	Tensione [V]	Range di tensione ammissibile [V]	Frequenza [Hz]
Continua	28	21 ÷ 29	-- --
Alternata	Monofase	102 ÷ 124	Variabile, o 400 se costante
	Trifase	115 / 200 *	

Tipi di corrente

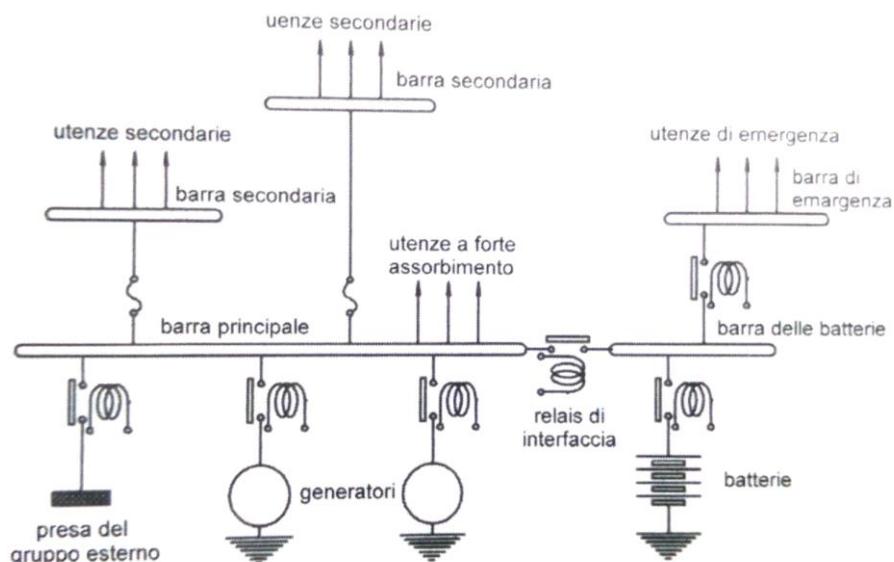
Carichi	Avionica (C.A. 400 Hz)	Resistenze	Motori	Comandi e controlli
Generazione primaria in C.C.				
Generazione primaria in C.A.				

	Corrente generata direttamente
	Corrente trasformata (C.C. → C.A. ovvero C.A → C.C.)

Modalità di generazione della corrente

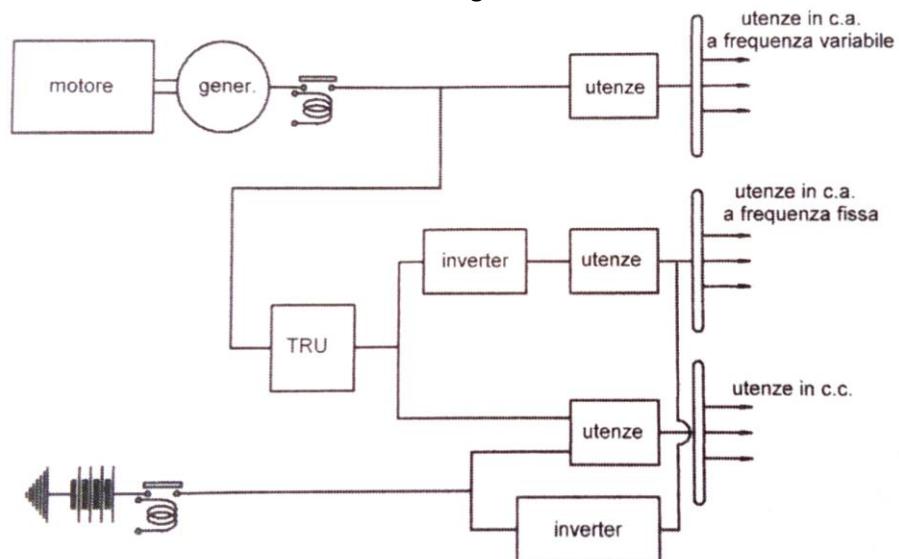
Tipo di utenza	Alimentazione	Percentuale del carico elettrico
Resistenze (illuminazione e riscaldamento)	C.C. / C.A.	50 ÷ 70
Motori	C.C. / C.A.	10 ÷ 40
Comandi e controlli (relè, spie, indicatori, ecc.)	Soltamente C.C.	5 ÷ 10
Avionica	C.A. (400 Hz), talvolta C.C.	5 ÷ 20

Utenze impianto elettrico e tipo di corrente di alimentazione

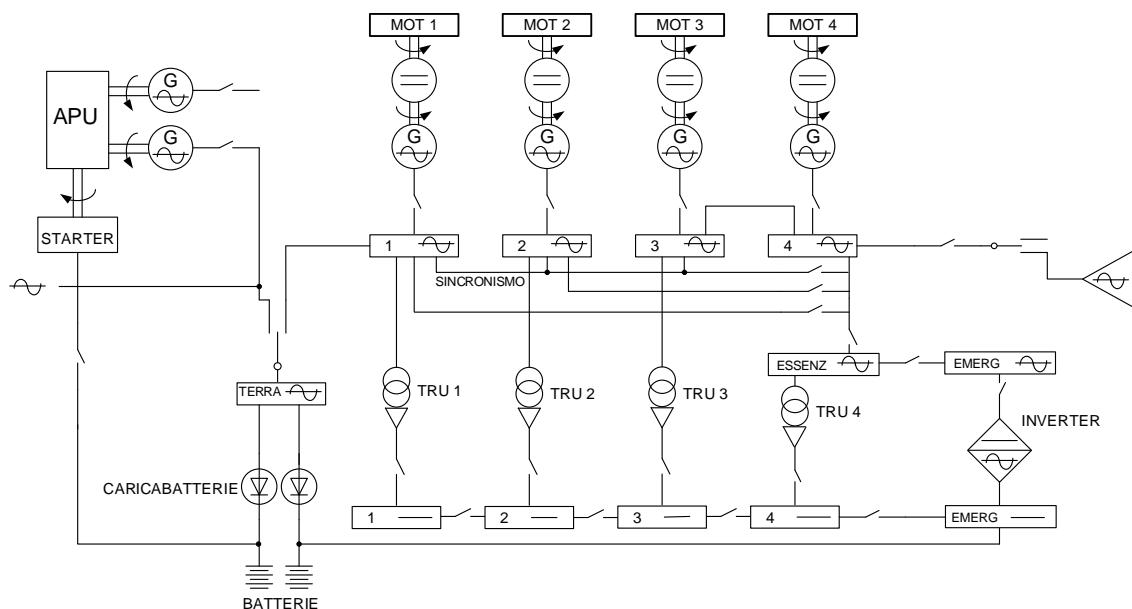


Schema tipico di un impianto

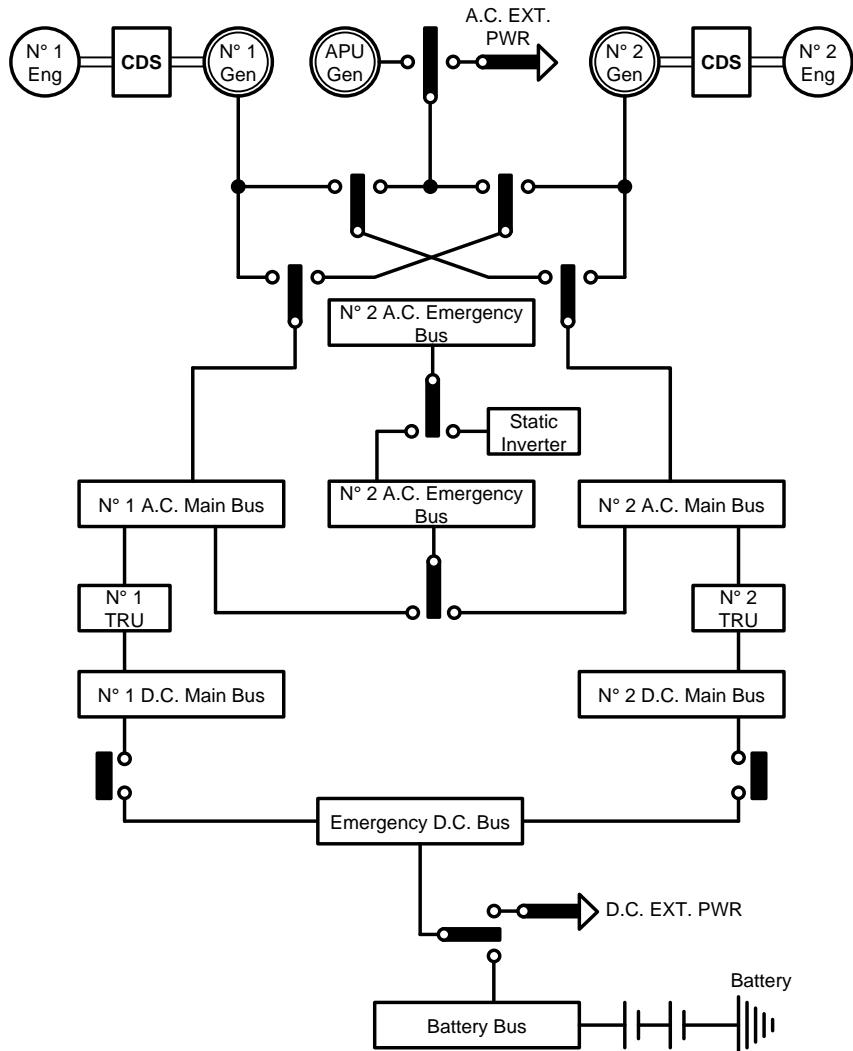
ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024



Schema di un impianto con generazione primaria in C.A.



Schema impianto elettrico Boeing B-747



Esempio di schema a blocchi di un impianto elettrico (generazione primaria di CA)

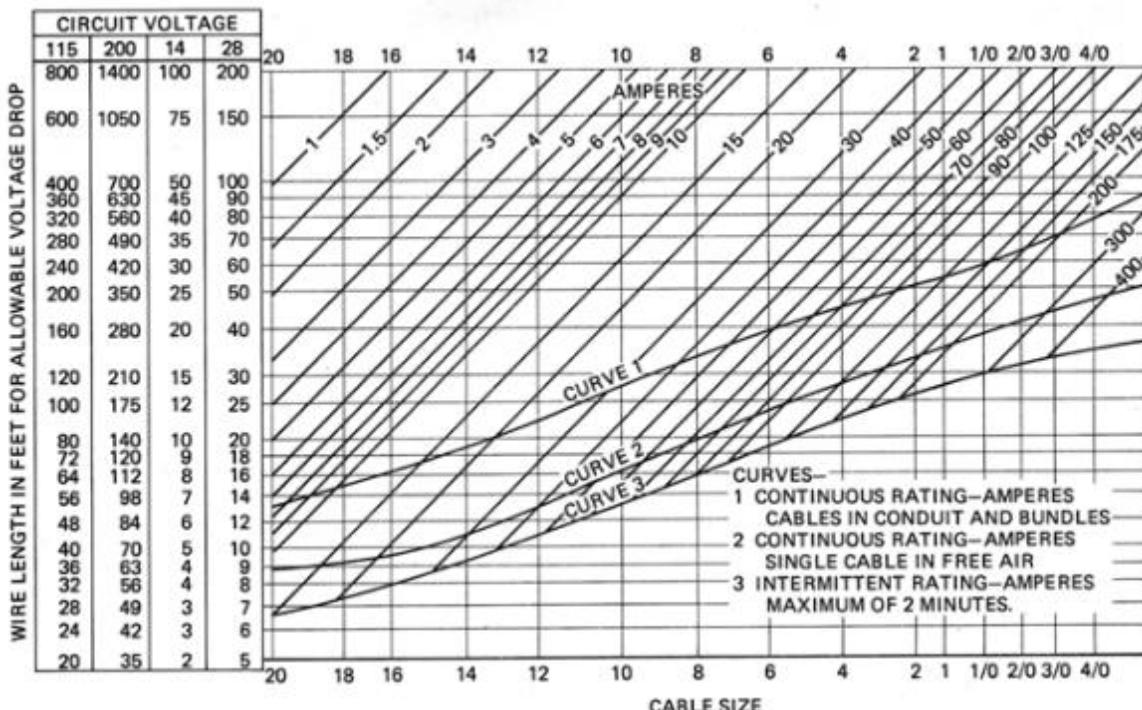
Tipo utenze	Cadute di tensione ammissibili [V]	
	Corrente Continua [28 V]	Corrente Alternata [110 V]
A : apparati dotati di regolazione di tensione	0,5	2
B: apparati "normali", non compresi nelle categorie A e C	1	4
C: apparati per uso intermittente	2	8

Cadute di tensione ammissibili

3.5.2.1 Scelta dei cavi

La scelta della sezione del cavo può essere effettuata in base alla lunghezza del cavo stesso, alla caduta di tensione ammissibile ed all'intensità di corrente sulla base dei dati riportati in diagrammi sul tipo di quello illustrato di seguito, proveniente dalla FAA AC65-15A come composizione di due diversi diagrammi.

Indicazioni per il corretto utilizzo del diagramma seguente:



- 1) Conoscendo la tensione del circuito in esame, selezionare la corrispondente colonna della tabella posta alla sinistra del diagramma;
- 2) Selezionare la lunghezza complessiva del cavo (dalla barra di distribuzione al carico) nella colonna scelta al punto 1). In corrispondenza del valore selezionato si noti come sul diagramma sia presente una linea orizzontale.
- 3) Selezionare la linea diagonale corrispondente al massimo amperaggio del circuito. Si consideri l'amperaggio del fusibile (o interruttore automatico) e non il valore del carico reale;
- 4) Localizzare l'intersezione della linea orizzontale definita al punto 2) con la linea obliqua selezionata al punto 3). Se l'intersezione si trova nell'**area sopra le curve caratteristiche** (in relazione al tipo di impiego del cavo) le dimensioni del cavo sono quelle corrispondenti all'intersezione appena definita.
- 5) Se l'intersezione avviene tra due linee verticali (intermedia tra due dimensioni) passare alla dimensione maggiore;
- 6) Se l'intersezione si trova nell'**area al disotto delle curve caratteristiche** scorrere verso l'alto lungo la linea diagonale sino ad incrociare la curva caratteristica appropriata e ricavare il diametro del cavo; se necessario applicare la procedura del punto 5);
- 7) Un cavo sovradimensionato non porta problemi al circuito, se non un aumento di peso il più delle volte trascurabile, ma un cavo sottodimensionato può provocare pericolosi surriscaldamenti o l'avaria del circuito.

La scelta del tipo di cavo, potendo utilizzare i parametri di normalizzazione dei cavi elettrici (similmente a quanto si può fare per le tubazioni dell'impianto idraulico), non presenta in genere grandi difficoltà.

I cavi vengono identificati con una sigla alfanumerica (AN ed un numero per i cavi in rame [MIL-W-5086, ora ritirata e sostituita nel settembre 2006 dalla SAE-AS50861 "Wire, Electric, Polyvinyl Chloride Insulated, Copper or Copper Alloy"], AL ed una numero per i cavi in alluminio [MIL-W-7072, ritirata nel maggio 1997 senza sostituzione]) e le specifiche MIL forniscono le caratteristiche minime garantite, come mostrato in tabella 8 alla pagina seguente. Si noti come la numerazione dei cavi preveda solo numeri pari e faccia corrispondere a numeri più grandi sezioni più piccole. Un cavo AN-20 ha un diametro di circa 0,032 in (0,813 mm) mentre ad un cavo AN-0 corrisponde un diametro di 0,325 in (8, 255 mm).

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Dimensione	Intensità max* [A]	Intensità max** [A]	Resistenza max [Ω / 1000 ft] a 20 °C	Area nominale della sezione [cir mil]***	Peso [lbs / 1000 ft]
AN-20	11	7,5	10,25	1,119	5,6
AN-18	16	10	6,44	1,779	8,4
AN-16	22	13	4,76	2,409	10,8
AN-14	32	17	2,99	3,830	17,1
AN-12	41	23	1,88	6,088	25,0
AN-10	55	33	1,10	10,443	42,7
AN-8	73	46	0,70	16,864	69,2
AN-6	101	60	0,436	26,813	102,7
AN-4	135	80	0,274	42,613	162,5
AN-2	181	100	0,179	66,832	247,6
AN-1	211	125	0,146	81,807	288,0
AN-0	245	150	0,114	104,118	382
AN-00	283	175	0,090	133,665	482
AN-000	328	200	0,072	167,332	620
AN-0000	380	225	0,057	211,954	770
AL-6	83	50	0,641	28,280	
AL-4	108	66	0,427	42,420	
AL-2	152	90	0,268	67,872	
AL-0	202	123	0,169	107,464	
AL-00	235	145	0,133	138,168	166
AL-000	266	162	0,109	168,872	250
AL-0000	303	190	0,085	214,928	303

*: cavo singolo in aria libera

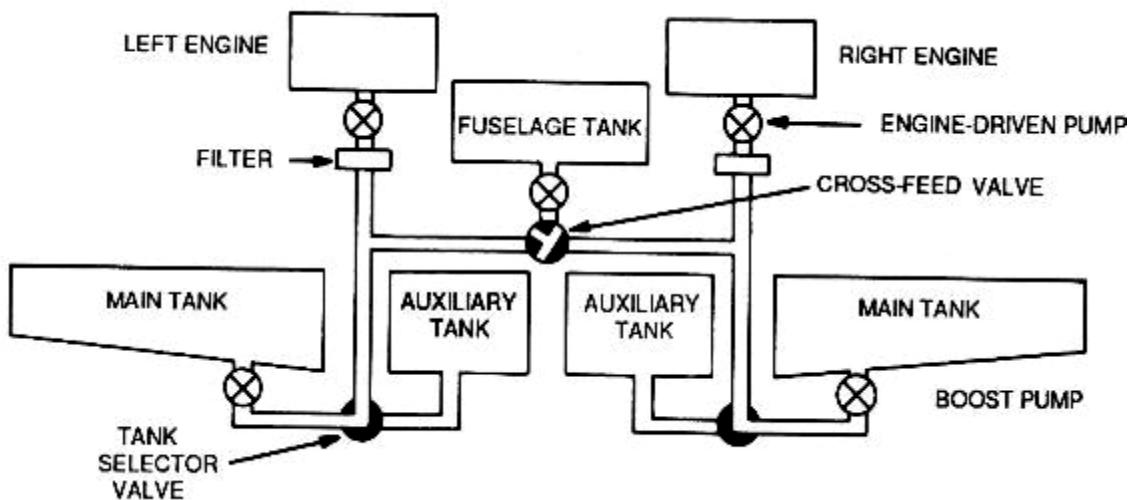
**: cavo inguinato od in matassa

***: il dimensionamento dei cavi è definito dalla AWG (American Wire Gage); la dimensione del cavo è riferita al diametro misurato in "circular mil" (cmil). 1 cmil è equivalente al quadrato del diametro del cavo misurato in millesimi di pollice: per esempio, un cavo di diametro 0,025 in (25/1000 in) ha una sezione di 625 cmil.

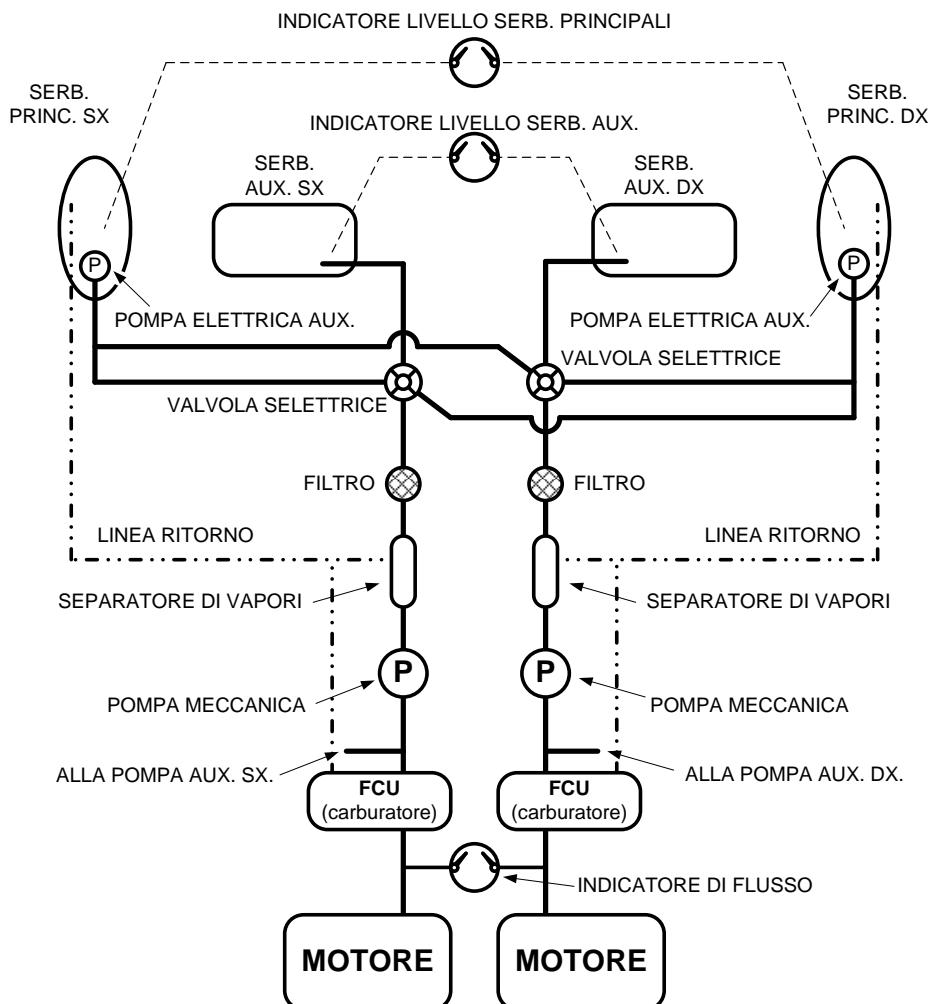
Per i conduttori a sezione rettangolare, come bus-bar o terminali si utilizza lo "square mil" (mil^2).



3.5.3 IMPIANTO COMBUSTIBILE-schemi

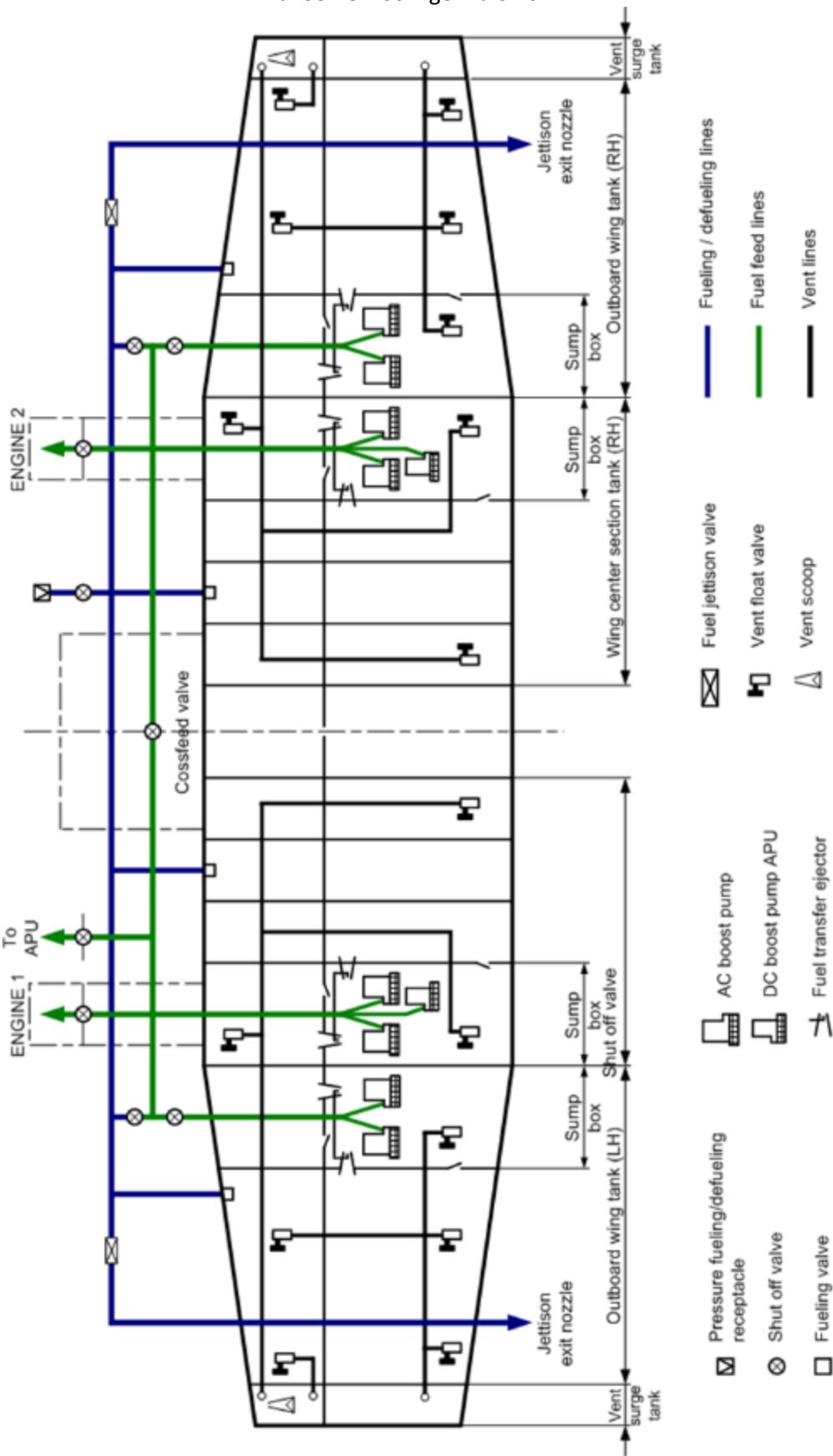


Sistema per l'alimentazione incrociata (cross feed)



LA POMPA MECCANICA PRENDE IL MOTO DAL MOTORE
 IL RITORNO DEL CARBURANTE ECCEDENTE VIENE EFFETTUATO CON UNA "JET-PUMP"

Schema a blocchi di un impianto combustibile (bimotore)



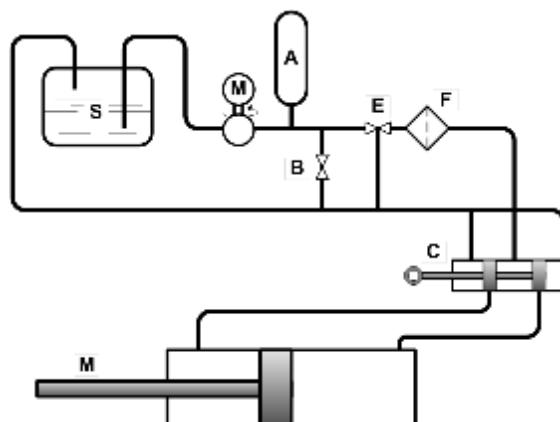
Schema impianto combustibile AIT G-222

3.5.4 IMPIANTO IDRAULICO -schemi

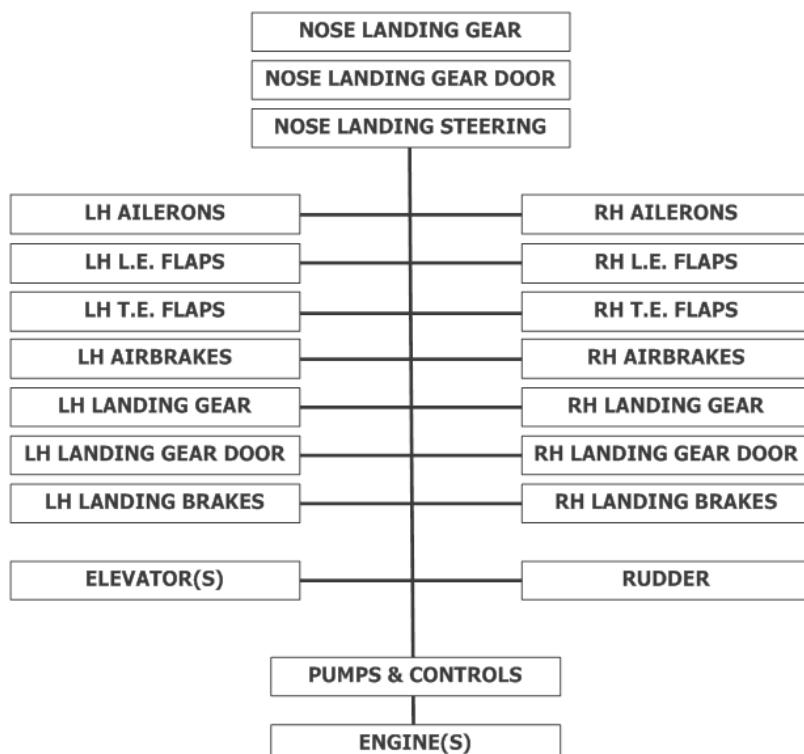
Le condizioni di funzionamento e prova dell'impianto idraulico sono le seguenti:

	Pressione [bar]	Pressione [kPa]
Pressione	280	28 000
Depressione	50 ÷ 100	5 000 ÷ 10 000
Pressione di ritorno	8	800
Max. pressione transitoria	378	37 800

Dati generali dell'impianto idraulico (pressione)

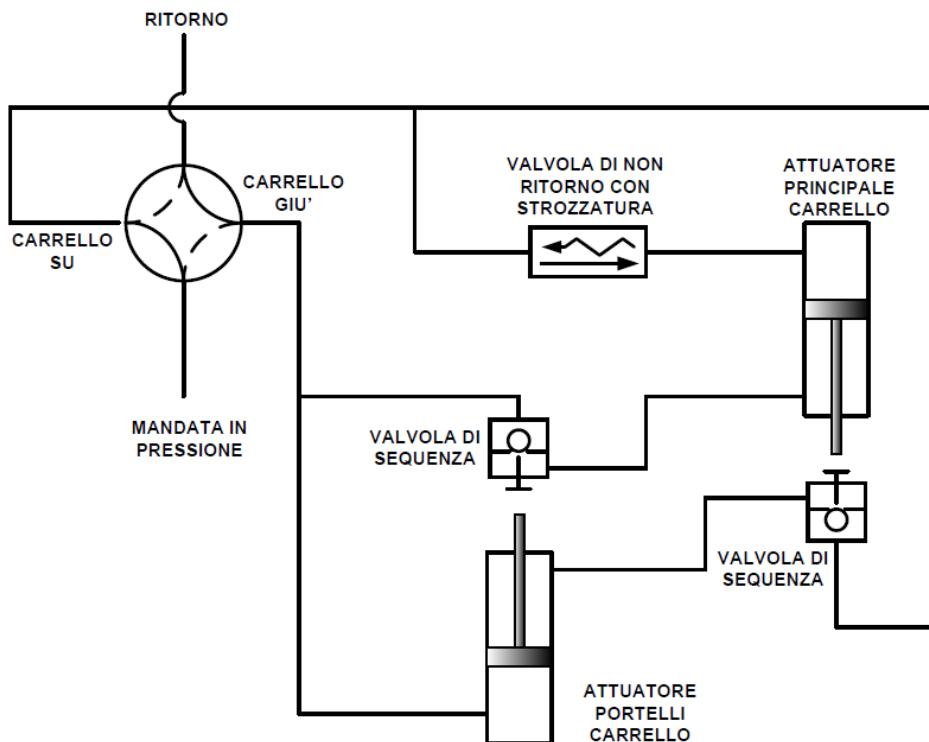


Circuito idraulico elementare

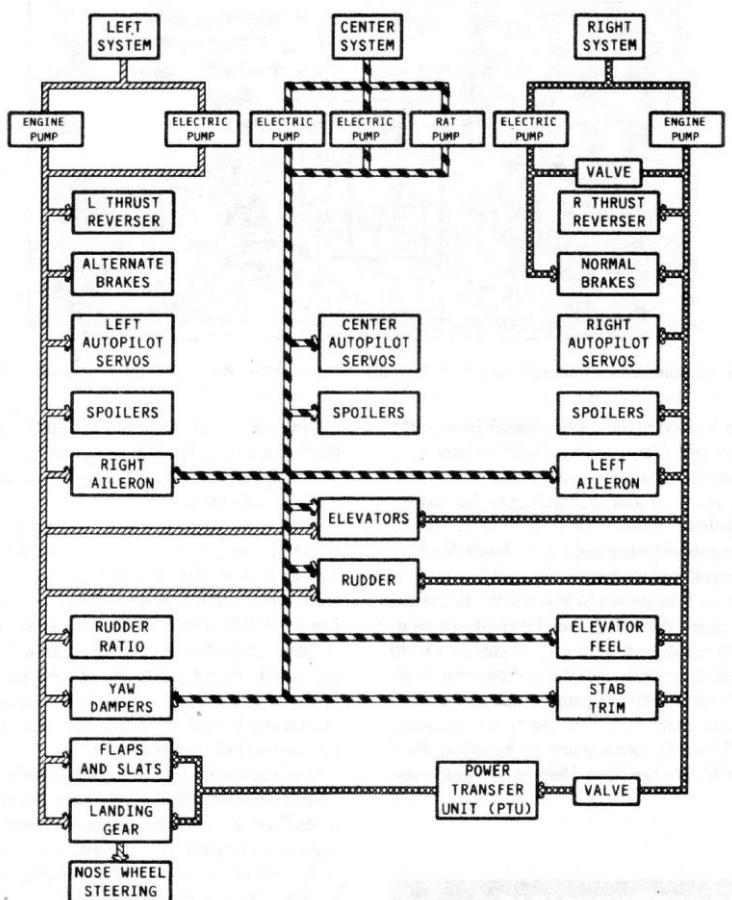


Utenze impianto idraulico

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024



Schema semplificato del carrello



Impianto idraulico Boeing B-757

ITIS “A. VOLTA” - Alessandria
“MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI”
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

4 UTILITÀ

4.1 UNITÀ DI MISURA/FATTORI DI CONVERSIONE

N.B. Sono evidenziate in **neretto** le unità di misura più comuni in campo aeronautico

Lunghezza		
metro	m	1 m = 0,001 km = 39,37 in = 3,28 ft = 1,09 yd
centimetro	cm	1 cm = 0,01 m = 0,3937 in = 0,0328 ft = 0,0109 yd
chilometro	km	1 km = 1000 m = 1093,61 yd = 0,5396 naut mi = 0,62137 mi
inch (pollice)	1", in	1 in = 0,0833 ft = 0,0278 yd = 2,54 cm = 0,0254 m
foot (piede)	1', ft	1 ft = 12 in = 0,333 yd = 30,48 cm = 0,3048 m
yard (iarda)	yd	1 yd = 3 ft = 36 in = 91,44 cm = 0,9144 m
miglio marino	naut mi NM	1 NM = 1,852 km = 1852 m = 2026,67 yd = 6076 ft = 1,151 mi
miglio terrestre US	mi	1 mi = 1,609 km = 1609,35 m = 1760 yd = 0,868 naut mi
hand (palmo)	hand	1 hand = 4 in = 0,3332 ft = 0,111 yd = 10,16 cm = 0,1016 m
span (spanna)	span	1 span = 9 in = 0,7497 ft = 0,25 yd = 22,86 cm = 0,2286 m

Conversioni frazioni di pollice / millesimi di pollice (thou) / millimetri								
Frazione	1/64	2/64	3/64	1/16	5/64	3/32	7/64	1/8
Thou	0,015625	0,03125	0,046875	0,0625	0,078125	0,09375	0,109375	0,125
mm	0,396875	0,79375	1,190625	1,5875	1,984375	2,38125	2,778125	3,175
Frazione	9/64	5/32	11/64	3/16	13/64	7/32	15/64	1/4
Thou	0,140625	0,15625	0,171875	0,1875	0,203125	0,21875	0,234375	0,25
mm	3,571875	3,96875	4,365625	4,7625	5,159375	5,55625	5,953125	6,35
Frazione	17/64	9/32	19/64	5/16	21/64	11/32	23/64	3/8
Thou	0,265625	0,28125	0,296875	0,3125	0,328125	0,34375	0,359375	0,375
mm	6,746875	7,14375	7,540625	7,9375	8,334375	8,73125	9,128125	9,525
Frazione	25/64	13/32	27/64	7/16	29/64	15/32	31/64	1/2
Thou	0,390625	0,40625	0,421875	0,4375	0,453125	0,46875	0,484375	0,5
mm	9,921875	10,31875	10,71563	11,1125	11,50938	11,90625	12,30313	12,7
Frazione	33/64	17/32	35/64	9/16	37/64	19/32	39/64	5/8
Thou	0,515625	0,53125	0,546875	0,5625	0,578125	0,59375	0,609375	0,625
mm	13,09688	13,49375	13,89063	14,2875	14,68438	15,08125	15,47813	15,875
Frazione	41/64	21/32	43/64	11/16	45/64	23/32	47/64	3/4
Thou	0,640625	0,65625	0,671875	0,6875	0,703125	0,71875	0,734375	0,75
mm	16,27188	16,66875	17,06563	17,4625	17,85938	18,25625	18,65313	19,05
Frazione	49/64	25/32	51/64	13/16	53/64	27/32	55/64	7/8
Thou	0,765625	0,78125	0,796875	0,8125	0,828125	0,84375	0,859375	0,875
mm	19,44688	19,84375	20,24063	20,6375	21,03438	21,43125	21,82813	22,225
Frazione	57/64	29/32	59/64	15/16	61/64	31/32	63/64	1
Thou	0,890625	0,90625	0,921875	0,9375	0,953125	0,96875	0,984375	1
mm	22,62188	23,01875	23,41563	23,8125	24,20938	24,60625	25,00313	25,4

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Massa		
grammo	g	$1 \text{ g} = 0,001 \text{ kg} = 0,022 \text{ lb} = 6,85 \cdot 10^{-5} \text{ slug}$
kilogrammo	kg	$1 \text{ kg} = 1000 \text{ g} = 2,2 \text{ lb} = 0,0685 \text{ slug}$
libbra	lb	$1 \text{ lb} = 454 \text{ g} = 0,454 \text{ kg} = 0,0311 \text{ slug}$
slug	slug	$1 \text{ slug} = 14594 \text{ g} \approx 14,6 \text{ kg} = 32,175 \text{ lb}$
Superficie o Area		
metro quadrato	m ²	$1 \text{ m}^2 = 10000 \text{ cm}^2 = 0,0001 \text{ ha} = 1.550 \text{ in}^2 = 10,76 \text{ ft}^2 = 1,196 \text{ yd}^2$
centimetro quadrato	cm ²	$1 \text{ cm}^2 = 0,0001 \text{ m}^2 = 0,155 \text{ in}^2 = 0,0011 \text{ ft}^2 = 0,00012 \text{ yd}^2$
kilometro quadrato	km ²	$1 \text{ km}^2 = 1000000 \text{ m}^2 = 100 \text{ ha} = 0,386 \text{ mi}^2 = 247,105 \text{ ac}$
square inch	in ²	$1 \text{ in}^2 = 0,00694 \text{ ft}^2 = 6,4516 \text{ cm}^2$
square foot	ft ²	$1 \text{ ft}^2 = 0,092 \text{ m}^2 = 144 \text{ in}^2 = 0,111 \text{ yd}^2$
Volume		
metro cubo	m ³	$1 \text{ m}^3 = 1000 \text{ dm}^3 = 35,3146 \text{ ft}^3 = 61023,744 \text{ in}^3 = 1,308 \text{ yd}^3 = 264,20 \text{ USGal} = 219,97 \text{ ImpGal}$
decimetro cubo; litro	dm ³ ; L	$1 \text{ dm}^3 = 1 \text{ l} = 0,001 \text{ m}^3 = 61,024 \text{ in}^3 = 0,0353 \text{ ft}^3 = 0,00131 \text{ yd}^3 = 0,26417 \text{ USGal} = 0,21997 \text{ ImpGal}$
centimetro cubo	cm ³ ; cc	$1 \text{ cm}^3 = 0,001 \text{ dm}^3 = 0,001 \text{ l} = 0,061 \text{ in}^3 = 0,000264 \text{ USGal} = 0,00022 \text{ ImpGal}$
gallon US	gal _{US} ; USGal	$1 \text{ USGal} = 0,00378 \text{ m}^3 = 3,785 \text{ dm}^3 = 231 \text{ in}^3 = 0,134 \text{ ft}^3 = 0,0049 \text{ yd}^3 = 0,833 \text{ ImpGal}$
gallon UK	gal _{UK} ; ImpGal	$1 \text{ ImpGal} = 0,00455 \text{ m}^3 = 4,546 \text{ dm}^3 = 277,42 \text{ in}^3 = 0,16 \text{ ft}^3 = 0,0059 \text{ yd}^3 = 1,2 \text{ USGal}$
Pressione		
pascal	Pa	$1 \text{ Pa} = 1 \text{ N/m}^2; 1 \text{ kPa} = 0,01 \text{ bar} = 0,1 \text{ N/cm}^2 = 0,10 \text{ mH}_2\text{O} = 7,5 \text{ mmHg} = 0,0099 \text{ atm} = 0,145 \text{ psi} = 0,02088 \text{ lb}_f/\text{ft}^2 = 0,334 \text{ ftH}_2\text{O}$
bar	bar	$1 \text{ bar} = 100000 \text{ Pa} = 100 \text{ kPa} = 1,0197 \text{ kg}_f/\text{cm}^2 = 10,198 \text{ mH}_2\text{O} = 750 \text{ mmHg} = 0,987 \text{ atm} = 14,5 \text{ psi} = 33,455 \text{ ftH}_2\text{O}$
millibar	mbar	$1 \text{ mbar} = 100 \text{ Pa} = 0,010 \text{ mH}_2\text{O} = 0,750 \text{ mmHg} = 0,00102 \text{ kg}/\text{cm}^2 = 0,0145 \text{ psi} = 2,088 \text{ lb}_f/\text{ft}^2 = 0,033 \text{ ftH}_2\text{O}$
millimetri di mercurio	mmHg; Torr	$1 \text{ mmHg} = 133,322 \text{ Pa} = 0,133 \text{ kPa} = 0,00133 \text{ bar} = 0,0136 \text{ mH}_2\text{O} = 0,00131 \text{ atm} = 0,00136 \text{ kg}_f/\text{cm}^2 = 0,01934 \text{ psi} = 2,78 \text{ lb}_f/\text{ft}^2 = 0,045 \text{ ftH}_2\text{O}$
atmosfera tecnica = kg _f /cm ²	at; kg _f /cm ²	$1 \text{ at} = 1 \text{ kg}_f/\text{cm}^2 = 735,56 \text{ mmHg} = 10 \text{ mH}_2\text{O} = 98066,50 \text{ Pa} = 98,067 \text{ kPa} = 0,981 \text{ bar} = 0,968 \text{ atm} = 14,22 \text{ psi} = 2048,16 \text{ lb}_f/\text{ft}^2 = 32,81 \text{ ftH}_2\text{O}$
atmosfera metrica	atm	$1 \text{ atm} = 101325 \text{ Pa} = 760 \text{ mmHg} = 1,033 \text{ at} = 10,33 \text{ mH}_2\text{O} = 1,01 \text{ bar} = 14,696 \text{ psi} = 2116,22 \text{ lb}_f/\text{ft}^2 = 33,9 \text{ ftH}_2\text{O}$
pounds per square inch	psi	$1 \text{ psi} = 6894,76 \text{ Pa} = 6,894 \text{ kPa} = 0,069 \text{ bar} = 0,703 \text{ mH}_2\text{O} = 51,715 \text{ mmHg} = 0,689 \text{ N/cm}^2 = 0,068 \text{ atm} = 0,0703 \text{ kg}_f/\text{cm}^2 = 144 \text{ lb}_f/\text{ft}^2 = 2,31 \text{ ftH}_2\text{O}$
pounds per square foot	lb _f /ft ²	$1 \text{ lb}_f/\text{ft}^2 = 2988,87 \text{ Pa} = 2,99 \text{ kPa} = 0,0299 \text{ bar} = 0,3048 \text{ mH}_2\text{O} = 22,418 \text{ mmHg} = 0,299 \text{ N/cm}^2 = 0,0295 \text{ atm} = 0,0305 \text{ at} = 0,433 \text{ psi} = 62,424 \text{ lbf}/\text{ft}^2$

Portata in volume		
metri cubi al secondo	m ³ /s	1 m³/s = 60 m³/min = 3600 m³/ora = 1000 l/s = 60000 l/min = 6102374,42 in³/s = 2118,88 ft³/min = 15850,32 gpm = 13198,13 l gpm
metri cubi al minuto	m ³ /min	1 m ³ /min = 0,0167 m ³ /s = 60 m ³ /h = 16,67 l/s = 1000 l/min = 35,31 ft ³ /min = 264,17 gpm = 219,97 l gpm
metro cubo all'ora	m ³ /h	1 m ³ /h = 0,000278 m ³ /s = 0,0167 m ³ /min = 0,28 l/s = 16,67 l/min = 1017,06 in ³ /min = 0,588 ft ³ /min = 4,40 gpm = 3,66 l gpm
litri al secondo	l/s	1 l/s = 0,001 m³/s = 0,06 m³/min = 3,6 m³/h = 60 l/min = 3661,42 in³/min = 2,12 ft³/min = 15,85 gpm = 13,198 l gpm
litri al minuto	l/min	1 l/min = 0,001 m ³ /min = 0,06 m ³ /h = 0,0167 l/s = 61,024 in ³ /min = 0,035 ft ³ /min = 0,264 gpm = 0,22 l gpm
gallon per minute	gpm	1 gpm = 0,0038 m ³ /min = 0,227 m ³ /h = 0,063 l/s = 3,785 l/min = 231 in ³ /min = 0,134 ft ³ /min = 0,833 l gpm
imperial gallon per minute	l gpm	1 l gpm = 0,000076 m ³ /s = 0,00454 m ³ /min = 0,273 m ³ /h = 0,076 l/s = 4,55 l/min = 277,42 in ³ /min = 0,16 ft ³ /min = 1,2 gpm

Velocità		
metri al secondo	m/s	1 m/s = 60 m/min = 3,6 km/h = 39,37 in/s = 2362,2 in/min = 3,28 ft/s = 196,85 ft/min = 2,237 mi/h = 1,94 kts
kilometri all'ora	km/h	1 km/h = 0,278 m/s = 16,67 m/min = 10,963 in/s = 656,17 in/min = 0,91 ft/s = 54,68 ft/min = 0,62 mi/h = 0,54 kts
foot per second	ft/s	1 ft/s = 0,305 m/s = 18,288 m/min = 1,097 km/h = 12 in/s = 720 in/min = 60 ft/min = 0,68 mi/h = 0,59 kts
foot per minute	ft/min	1 ft/min = 0,00508 m/s = 0,3048 m/min = 0,0183 km/h = 0,2 in/s = 12 in/min = 0,0167 ft/s = 60 ft/h = 0,011 mi/h = 0,0099 kts
foot per hour	ft/h	1 ft/h = 0,005 m/min = 0,0033 in/s = 0,2 in/min = 0,0167 ft/min
mile per hour	mi/h MPH	1 mi/h = 0,447 m/s = 26,82 m/min = 1,609 km/h = 17,6 in/s = 1056 in/min = 1,47 ft/s = 88 ft/min = 0,87 kts
nautical mile per hour=knot=nodo	kt	1 kt = 0,514 m/s = 30,89 m/min = 1,85 km/h = 20,27 in/s = 1216 in/min = 1,69 ft/s = 101,33 ft/min = 1,15 mi/h

Velocità angolare		
radiani al secondo	rad/s	1 rad/s = 60 rad/min = 0,159 giri/s = 9,55 giri/min
radiani al minuto	rad/min	1 rad/min = 0,0167 rad/s = 0,0026 giri/s = 0,159 giri/min
giri al secondo	giri/s	1 giro/s = 60 giri/min = 6,283 rad/s = 376,99 rad/min
giri al minuto	giri/min	1 giro/min = 0,0167 giri/s = 0,1047 rad/s = 6,283 rad/min

Forza		
newton	N	1 N = 0,102 kg_f = 0,0001 t = 0,2248 lb_f = 3,597 oz_f
kilogrammo forza; kilogrammo peso	kg _f kg _p	1 kg _f = 9,81 N = 0,001 t = 2,204 lb _f = 35,27 oz _f
kilopound	kip	1 kip = 4448 N = 453,59 kg _f = 1000 lb _f = 16000 oz _f
pound force (libbra)	lb _f	1 lb _f = 4,448 N = 0,454 kg _f = 16 oz _f
ounce force (oncia)	oz _f	1 oz _f = 0,278 N = 0,028 kg _f = 0,0625 lb _f

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Potenza		
kilowatt	kW	$1 \text{ kW} = 1,36 \text{ CV} = 1,34 \text{ hp} = 737,56 \text{ lb}_f \cdot \text{ft/s} = 44253,7 \text{ lb}_f \cdot \text{ft/min} = 859,84 \text{ kcal/h} = 3412,14 \text{ btu/h} = 101,97 \text{ kg}_f \cdot \text{m/s}$
cavallo vapore	CV	$1 \text{ CV} = 0,735 \text{ kW} = 0,986 \text{ hp} = 75 \text{ kg}_f \cdot \text{m/s} = 542,47 \text{ lb}_f \cdot \text{ft/s} = 632,41 \text{ kcal/h} = 2509,62 \text{ btu/h} = 75 \text{ kg}_f \cdot \text{m/s}$
kilogrammo forza per metri al secondo	kg _f · m/s	$1 \text{ kg}_f \cdot \text{m/s} = 0,01 \text{ kW} = 0,013 \text{ CV} = 0,013 \text{ hp} = 7,23 \text{ lb}_f \cdot \text{ft/s} = 433,98 \text{ lb}_f \cdot \text{ft/min} = 8,43 \text{ kcal/h} = 33,46 \text{ btu/h}$
kilocaloria all'ora	kcal/h	$1 \text{ kcal/h} = 0,0012 \text{ kW} = 0,0016 \text{ CV} = 0,00156 \text{ hp} = 0,8578 \text{ lb}_f \cdot \text{ft/s} = 51,47 \text{ lb}_f \cdot \text{ft/min} = 3,97 \text{ btu/h} = 0,12 \text{ kg}_f \cdot \text{m/s}$
horsepower	HP	$1 \text{ HP} = 1,014 \text{ CV} = 0,746 \text{ kW} = 550 \text{ lb}_f \cdot \text{ft/s} = 33000 \text{ lb}_f \cdot \text{ft/min} = 641,19 \text{ kcal/h} = 2544,43 \text{ btu/h} = 76,04 \text{ kg}_f \cdot \text{m/s}$
Lavoro - Energia - Momento - Coppia - Calore		
joule	J	$1 \text{ J} = 1 \text{ N} \cdot \text{m} = 0,102 \text{ kg}_f \cdot \text{m} = 0,00024 \text{ kcal} = 8,85 \text{ lb}_f \cdot \text{in} = 0,74 \text{ lb}_f \cdot \text{ft} = 0,00095 \text{ BTU}$
kilogrammo forza per metro	kg _f · m	$1 \text{ kg}_f \cdot \text{m} = 9,807 \text{ J} = 0,0023 \text{ kcal} = 86,80 \text{ lb}_f \cdot \text{in} = 7,233 \text{ lb}_f \cdot \text{ft} = 0,0093 \text{ BTU}$
cavallo vapore per ora	CV · h	$1 \text{ CV} \cdot \text{h} = 270000 \text{ kg}_f \cdot \text{m} = 0,736 \text{ kW} \cdot \text{h} = 632,41 \text{ kcal} = 2509 \text{ BTU}$
kilocaloria	kcal	$1 \text{ kcal} = 4,1868 \text{ kJ} = 426,93 \text{ kg}_f \cdot \text{m} = 0,0016 \text{ CV} \cdot \text{h} = 0,0012 \text{ kW} \cdot \text{h} = 37056,3 \text{ lb}_f \cdot \text{in} = 3088 \text{ lb}_f \cdot \text{ft} = 3,97 \text{ BTU}$
kilowatt per ora	kW · h	$1 \text{ kW} \cdot \text{h} = 3600 \text{ kJ} = 1,36 \text{ CV} \cdot \text{h} = 859,8 \text{ kcal} = 3412,14 \text{ BTU}$
Densità		
kilogrammo al metro cubo	kg/m ³	$1 \text{ kg/m}^3 = 0,001 \text{ kg/dm}^3 = 0,001 \text{ t/m}^3 = 0,001 \text{ g/cm}^3 = 0,062 \text{ lb/ft}^3 = 0,00075 \text{ tn/yd}^3 = 0,00084 \text{ s tn/yd}^3 = 0,133 \text{ oz/gal}$
kilogrammo al decimetro cubo	kg/dm ³	$1 \text{ kg/dm}^3 = 1000 \text{ kg/m}^3 = 0,001 \text{ g/cm}^3 = 1 \text{ t/m}^3 = 1 \text{ g/cm}^3 = 62,42 \text{ lb/ft}^3 = 0,036 \text{ lb/in}^3 = 133,53 \text{ oz/gal}$
pound per cubic foot	lb/ft ³	$1 \text{ lb/ft}^3 = 16,018 \text{ kg/m}^3 = 0,016 \text{ kg/dm}^3 = 0,016 \text{ t/m}^3 = 0,016 \text{ g/cm}^3 = 0,00058 \text{ lb/in}^3 = 0,012 \text{ tn/yd}^3 = 0,0135 \text{ s tn/yd}^3 = 2,14 \text{ oz/gal}$
Temperatura		
kelvin	K	$K = {}^\circ\text{C} + 273,15 \text{ K}$ $K = [5/9 \text{ }^\circ\text{F}] + (459,67/1,8)$
grado Celsius	°C	${}^\circ\text{C} = (\text{ }^\circ\text{F} - 32) \cdot 5/9 \text{ }^\circ\text{C} = K - 273,15$ ${}^\circ\text{C} = (5/9) \text{ }^\circ\text{F} - (32/1,8)$
grado Fahrenheit	°F	${}^\circ\text{F} = 9/5 \cdot {}^\circ\text{C} + 32 \text{ }^\circ\text{F}$ ${}^\circ\text{F} = (9/5) \cdot K - 459,67$
Accelerazione		
metro al secondo quadrato	m/s ²	$1 \text{ m/s}^2 = 100 \text{ cm/s}^2 = 0,001 \text{ km/s}^2 = 3,28 \text{ ft/s}^2 = 39,37 \text{ in/s}^2 = 0,00062 \text{ mi/s}^2$

4.2 GEOMETRIA DELLE SEZIONI

4.2.1 Aree e baricentri

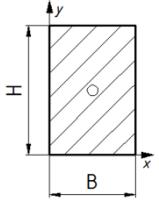
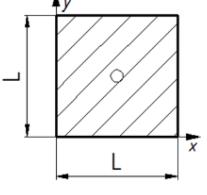
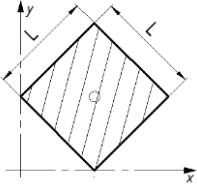
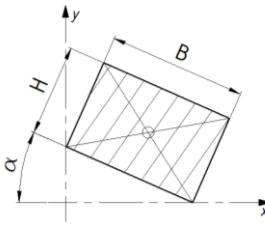
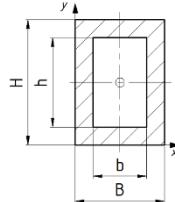
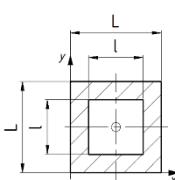
Figura	Area	Posizione del baricentro
	A Area	x_G Ascissa del baricentro rispetto all'origine y_G Ordinata del baricentro rispetto all'origine
	$A = B H$	$x_G = \frac{B}{2}$ $y_G = \frac{H}{2}$
	$A = L^2$ Diagonale = $L \sqrt{2}$	$x_G = y_G = \frac{L}{2}$
	$A = L^2$	$x_G = y_G = \frac{L \sqrt{2}}{2} = \frac{L}{\sqrt{2}}$
	$A = B H$	$x_G = \frac{B \cos \alpha + H \sin \alpha}{2}$ $y_G = \frac{H \cos \alpha + B \sin \alpha}{2}$
	$A = (B H) - (b h)$	$x_G = \frac{B}{2}$ $y_G = \frac{H}{2}$
	$A = L^2 - l^2$	$x_G = y_G = \frac{L}{2}$

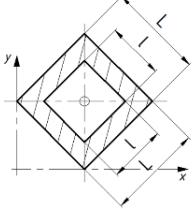
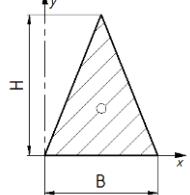
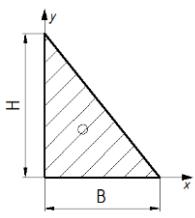
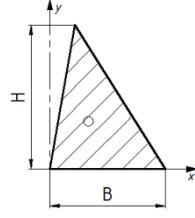
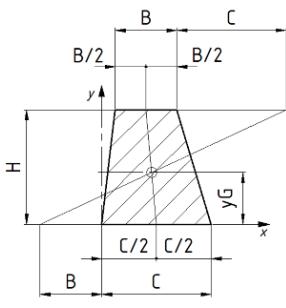
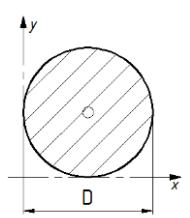
Figura	Area	Posizione del baricentro
	$A = L^2 - l^2$	$x_G = y_G = \frac{L\sqrt{2}}{2} = \frac{L}{\sqrt{2}}$
	$A = \frac{B H}{2}$	$x_G = \frac{B}{2}$ $y_G = \frac{H}{3}$
	$A = \frac{B H}{2}$	$x_G = \frac{B}{3}$ $y_G = \frac{H}{3}$
	$A = \frac{B H}{2}$	$x_G = \frac{B}{3}$ $y_G = \frac{H}{3}$
	$A = \frac{B + C}{2} H$	x_G da determinarsi graficamente come indicato $y_G = \frac{H}{3} \cdot \frac{C + 2B}{C + B}$
	$A = \frac{\pi D^2}{4}$	$x_G = y_G = \frac{D}{2}$

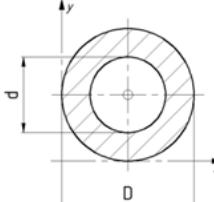
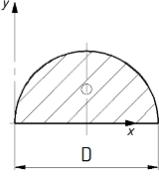
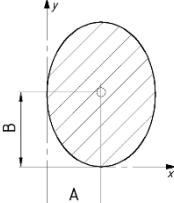
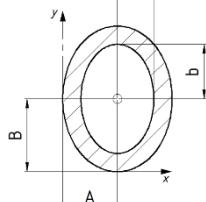
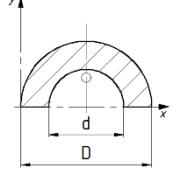
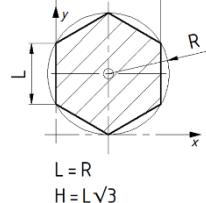
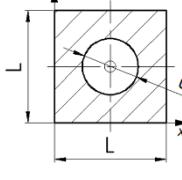
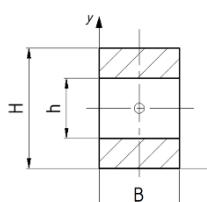
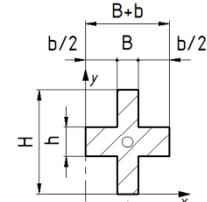
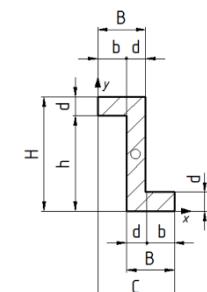
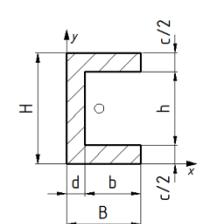
Figura	Area	Posizione del baricentro
	$A = \frac{\pi (D^2 - d^2)}{4}$	$x_G = y_G = \frac{D}{2}$
	$A = \frac{\pi D^2}{8}$	$x_G = \frac{D}{2}$ $y_G = \frac{2}{3\pi} D = 0,2122 D$
	$A = \pi (A B)$	$x_G = A$ $y_G = B$
	$A = \pi [(A B) - (a b)]$	$x_G = A$ $y_G = B$
	$A = \frac{\pi}{8} (D^2 - d^2)$	$x_G = \frac{D}{2}$ $y_G = 0,2122 \frac{D^2 + D d + d^2}{D + d}$
	$A = 2,598 L^2 = 2,598 \frac{H^2}{3}$	$x_G = \frac{H}{2}$ $y_G = L = R = \frac{\sqrt{3}}{3} H = 0,577 H$
	$A = L^2 - \frac{\pi d^2}{4}$	$x_G = y_G = \frac{L}{2}$

Figura	Area	Posizione del baricentro
	$A = B (H - h)$	$x_G = \frac{B}{2}$ $y_G = \frac{H}{2}$
	$A = B H + 2 \frac{b}{2} h$	$x_G = \frac{B + b}{2}$ $y_G = \frac{H}{2}$
	$A = d h + 2 b d$	$x_G = b + \frac{d}{2}$ $y_G = \frac{H}{2}$
	$A = (B H) - (b h)$	$x_G = \frac{B \cdot c^2 + d^2 \cdot h}{2 (B c + d h)}$ $y_G = \frac{H}{2}$

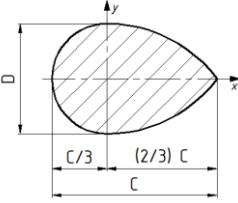
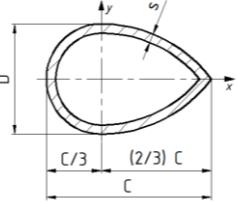
4.2.2 Momenti d'inerzia e moduli di resistenza a flessione

Figura	Momento d'inerzia (momento quadratrico) rispetto agli assi x e y e polare rispetto al baricentro	Modulo di resistenza a flessione e a torsione
	J_x Momento d'inerzia rispetto all'asse x J_y Momento d'inerzia rispetto all'asse y J_p Momento d'inerzia polare rispetto al baricentro	W_x Modulo di resistenza a flessione rispetto all'asse x W_y Modulo di resistenza a flessione rispetto all'asse y W_t Modulo di resistenza a torsione rispetto all'asse baricentrico
	$J_x = \frac{B H^3}{12}$ $J_y = \frac{B^3 H}{12}$ $J_p = \frac{BH}{12} (B^2 + H^2)$	$W_x = \frac{B H^2}{6}$ $W_y = \frac{B^2 H}{6}$ $W_t = \frac{J_p}{r}$
	$J_x = J_y = \frac{L^4}{12}$ $J_p = \frac{L^4}{6}$	$W_x = W_y = \frac{L^3}{6}$ $W_t = \frac{J_p}{r} = \frac{\sqrt{2}}{12} L^3$
	$J_x = J_y = \frac{L^4}{12}$ $J_p = \frac{L^4}{6}$	$W_x = W_y = \frac{L^3}{6\sqrt{2}}$ $W_t = \frac{J_p}{r} = \frac{\sqrt{2}}{12} L^3$
	$J_x = \frac{B^3 H^3}{6 (B^2 + B'^2)}$	$W_x = \frac{B^2 H^2}{6 \sqrt{(B^2 H^2)}}$
	$J_x = \frac{B H (H^2 \cos^2 \alpha + B^2 \sin^2 \alpha)}{12}$	$W_x = \frac{B H (H^2 \cos^2 \alpha + B^2 \sin^2 \alpha)}{12 (H \cos \alpha + B \sin \alpha)}$

Figura	Momento d'inerzia (momento quadratico) rispetto agli assi x e y e polare rispetto al baricentro	Modulo di resistenza a flessione e a torsione
	$J_x = \frac{B H^3 - b h^3}{12}$ $J_y = \frac{B^3 H - b^3 h}{12}$ $J_p = J_x + J_y$	$W_x = \frac{B H^3 - b h^3}{6 H}$ $W_y = \frac{B^3 H - b^3 h}{6 B}$ $W_t = \frac{J_p}{r}$
	$J_x = J_y = \frac{L^4 - l^4}{12}$ $J_p = \frac{L^4 - l^4}{6}$	$W_x = W_y = \frac{L^4 - l^4}{6L}$ $W_t = \frac{J_p}{r} = J_p \frac{\sqrt{2}}{2L}$
	$J_x = J_y = \frac{L^4 - l^4}{12}$ $J_p = \frac{L^4 - l^4}{6}$	$W_x = W_y = \frac{L^4 - l^4}{6L}$ $W_t = \frac{J_p}{r} = J_p \frac{\sqrt{2}}{2L}$
	$J_x = \frac{B H^3}{36}$ $J_y = \frac{B^3 H}{48}$ $J_p = J_x + J_y$	$W_x = \frac{B H^2}{24}$ $W_y = \frac{B^2 H}{24}$ $W_t = \frac{J_p}{r} = \frac{3}{2} \cdot \frac{J_p}{H}$
	$J_x = \frac{B H^3}{36}$ $J_y = \frac{B^3 H}{48}$ $J_p = J_x + J_y$	$W_x = \frac{B H^2}{24}$ $W_y = \frac{B^2 H}{24}$ $W_t = \frac{J_p}{r}$
	$J_x = \frac{B H^3}{36}$ $J_y = \frac{B H (B^2 - b_1 b_2)}{36}$ $J_p = J_x + J_y$	$W_x = \frac{J_x}{y_G}$ $W_y = \frac{J_y}{x_G}$ $W_t = \frac{J_p}{r}$
	$J_x = \frac{A H^3 + C H^3}{12}$ $J_y = \frac{A^3 H}{12} + \frac{C H}{4} \left(\frac{11}{18} C^2 + A^2 \right)$ $J_p = J_x + J_y$	$W_x = \frac{A H^3 + C H^3}{12}$ $W_y = \frac{\frac{A^3 H}{6} + \frac{C H}{2} \left(\frac{11}{18} C^2 + A^2 \right)}{B}$

Figura	Momento d'inerzia (momento quadratrico) rispetto agli assi x e y e polare rispetto al baricentro	Modulo di resistenza a flessione e a torsione
	$J_x = J_y = \frac{\pi D^4}{64}$ $J_p = \frac{\pi D^4}{32}$	$W_x = W_y = \frac{\pi D^3}{32}$ $W_t = \frac{\pi}{16} D^3$
	$J_x = J_y = \frac{\pi (D^4 - d^4)}{64}$ $J_p = \frac{\pi (D^4 - d^4)}{32}$	$W_x = W_y = \frac{\pi}{32} \cdot \frac{D^4 - d^4}{D}$ $W_t = \frac{\pi}{16} \frac{D^4 - d^4}{D}$
	$J_x = 0,00686 D^4$ $J_y = \frac{\pi}{128} D^4$ $J_p = J_x + J_y$	$W_x = \frac{\pi}{128} \cdot D^3$ $W_y = \frac{\pi}{64} D^3$ $W_t = \frac{J_p}{r}$
	$J_x = \frac{\pi}{4} \cdot A B^3$ $J_y = \frac{\pi}{4} \cdot A^3 B$ $J_p = \frac{\pi}{4} \cdot A B (A^2 + B^2)$	$W_x = \frac{\pi}{4} \cdot A B^2$ $W_y = \frac{\pi}{4} \cdot A^2 B$ $W_t = \frac{J_p}{B}$
	$J_x = \frac{\pi}{4} \cdot (A B^3 - a b^3)$ $J_y = \frac{\pi}{4} \cdot (A^3 B - a^3 b)$ $J_p = J_x + J_y$	$W_x = \frac{\pi}{4} \cdot \frac{(A B^3 - a b^3)}{B}$ $W_y = \frac{\pi}{4} \cdot \frac{(A B^3 - a b^3)}{A}$ $W_t = \frac{J_p}{B}$
	$J_x = 0,00686 (D^4 - d^4)$ $J_y = \frac{\pi}{128} (D^4 - d^4)$ $J_p = J_x + J_y$	$W_y = \frac{\pi}{64} \cdot \frac{D^4 - d^4}{D}$ $W_t = \frac{J_p}{r}$

Figura	Momento d'inerzia (momento quadratico) rispetto agli assi x e y e polare rispetto al baricentro	Modulo di resistenza a flessione e a torsione
	$J_x = J_y = \frac{5\sqrt{3}}{16} L^4$ $J_p = J_x + J_y$	$W_x = \frac{5\sqrt{3}}{16} L^3$ $W_y = \frac{5}{8} L^3$ $W_t = \frac{J_p}{L}$
	$J_x = J_y = \frac{1}{4} \cdot \left(\frac{L^4}{3} - \frac{\pi d^4}{16} \right)$ $J_p = J_x + J_y$	$W_x = W_y = \frac{L^3}{6} - \frac{\pi d^4}{32 L}$ $W_t = \frac{J_p}{r} = \frac{J_p}{L \sqrt{2}}$
	$J_x = \frac{B}{12} \cdot (H^3 - h^3)$ $J_y = \frac{B^3}{12} \cdot (H - h)$ $J_p = J_x + J_y$	$W_x = \frac{B \cdot (H^3 - h^3)}{6 H}$ $W_y = \frac{B^2 \cdot (H - h)}{6}$ $W_t = \frac{J_p}{r}$
	$J_x = \frac{B H^3 + b h^3}{12}$ $J_y = \frac{h \cdot (B + b)^3 + (H - h) \cdot B^3}{12}$ $J_p = J_x + J_y$	$W_x = \frac{B H^3 + b h^3}{6 H}$ $W_y = \frac{h \cdot (B + b)^3 + (H - h) \cdot B^3}{6 \cdot (B + b)}$
	$J_x = \frac{B H^3 - b h^3}{12}$ $J_y = \frac{H d^3 + 2 d b^3 + 6 B^2 b \cdot d}{12}$ $J_p = J_x + J_y$	$W_x = \frac{B H^3 - b h^3}{6 H}$ $W_y = \frac{H d^3 + 2 d b^3 + 6 B^2 b \cdot d}{6 (b + B)}$
	$J_x = \frac{B H^3 - b h^3}{12}$ $J_y = \frac{B^3 H - b^3 h}{12} - \frac{(B^2 H - b^2 h)^2}{4 (B H - b h)}$ $J_p = J_x + J_y$	$W_x = \frac{B H^3 - b h^3}{6 H}$ $W_y = \frac{J_y}{x_G}$

Figura	Momento d'inerzia (momento quadratrico) rispetto agli assi x e y e polare rispetto al baricentro	Modulo di resistenza a flessione e a torsione
	$J_x = \frac{C D^3}{24}$ <p>approssimativamente l'area della sezione vale: $A \cong 0,785 D C$</p>	$W_x = \frac{C D^2}{24}$
	$J_x = \frac{D^2}{12} (D + 3C) s$ <p>approssimativamente l'area della sezione vale: $A \cong 1,57 (D + C) s$</p>	$W_x = \frac{D (D + 3C) s}{6}$

4.3 NUMERI NORMALI

Al fine di standardizzare le dimensioni degli organi meccanici e semplificare la produzione sono stati introdotte le "serie di numeri normali" (o serie di Rénard) in serie geometriche in progressione $R^{1/n}$ e permettono. La preferenza deve essere data alla serie R5, R10 e successivamente R20; la serie R40 dovrebbe essere utilizzata raramente in caso di necessità. Esiste anche la serie R80 che è la media aritmetica dei valori della serie R40.

Essendo una serie geometrica, i valori possono essere poi moltiplicati per 10

Valori fondamentali			Valori complem.
Serie R5	Serie R10	Serie R20	Serie R40
0,1	0,1	0,1	
		0,11	
	0,12	0,12	
			0,13
		0,14	
			0,15
0,16	0,16	0,16	
			0,17
		0,18	
			0,19
	0,20	0,20	
			0,21
		0,22	
			0,24
0,25	0,25	0,25	
			0,26
		0,28	
	0,30	0,30	
			0,32
		0,35	
			0,38
0,40	0,40	0,40	
			0,42
		0,45	
	0,50	0,50	
			0,52
		0,55	0,58
0,60	0,60	0,60	
			0,65
		0,70	
			0,75
	0,80	0,80	
			0,85
		0,9	
1	1	1	
		1,1	
1,2	1,2		
			1,3
		1,4	
			1,5
1,6	1,6	1,6	
			1,7
		1,8	

Valori fondamentali			Valori complem.
Serie R5	Serie R10	Serie R20	Serie R40
			15
16	16	16	
			17
		18	
	20	20	
			21
		22	
			24
25	25	25	
			26
		28	
	32	32	
			34
		36	
			38
40	40	40	
			42
		45	
			48
	50	50	
			52
		56	
	63	63	
			68
		70	
	80	80	
			85
		90	
			95
100	100	100	
			105
		110	
			120
	125	125	
			130
		140	
	160	160	
			150
		170	

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Valori fondamentali			Valori complem.	Valori fondamentali			Valori complem.
Serie R5	Serie R10	Serie R20	Serie R40	Serie R5	Serie R10	Serie R20	Serie R40
Valori fondamentali			Valori complem.	Valori fondamentali			Valori complem.
Serie R5	Serie R10	Serie R20	Serie R40	Serie R5	Serie R10	Serie R20	Serie R40
			1,9				
	2	2			200	200	
			2,1			220	
			2,2				240
			2,4				260
2.5	2.5	2.5	2.6		250	250	
			2.8			280	
	3	3	3.2		315	315	
			3.5			355	
			3.8				380
4	4	4	4.2		400	400	
			4.5			450	
			4.8		500	500	
	5	5	5.2		630	630	
			5.5			670	
			5.8			710	
6	6	6	6.5			800	
			7			800	
			7.5			900	
	8	8	8.5				950
			9		1000	1000	
10	10	10					
		11					
		12					
			13				
		14					

4.4 INTERNATIONAL STANDARD ATMOSPHERE (da - 3000 m sino a 11000 m)

Quota	Temperatura		Pressione	Densità	δ	$\sqrt{\delta}$	Peso specifico	Viscosità cinematica	Velocità del suono	Ψ_1^*
[m]	[°C]	[K]	[hPa]	[kg/m³]	[-]	[-]	[N/m³]	[m²/s] ($\times 10^{-6}$)	[m/s]	[-]
-3000	34,5	307,66	1429,5720	1,6190	1,3215	1,1495	15,8773	11,0772	351,5932	1,2581
-2950	34,175	307,335	1421,6513	1,6118	1,3155	1,1470	15,8061	11,1271	351,4075	1,2535
-2900	33,85	307,01	1413,7661	1,6045	1,3096	1,1444	15,7350	11,1774	351,2216	1,2488
-2850	33,525	306,685	1405,9165	1,5973	1,3037	1,1418	15,6642	11,2279	351,0357	1,2442
-2800	33,2	306,36	1398,1021	1,5901	1,2978	1,1392	15,5937	11,2787	350,8496	1,2396
-2750	32,875	306,035	1390,3230	1,5830	1,2920	1,1367	15,5234	11,3297	350,6635	1,2350
-2700	32,55	305,71	1382,5790	1,5758	1,2862	1,1341	15,4534	11,3811	350,4772	1,2304
-2650	32,225	305,385	1374,8699	1,5687	1,2804	1,1315	15,3835	11,4328	350,2909	1,2258
-2600	31,9	305,06	1367,1957	1,5616	1,2746	1,1290	15,3140	11,4847	350,1044	1,2212
-2550	31,575	304,735	1359,5561	1,5545	1,2688	1,1264	15,2446	11,5369	349,9179	1,2167
-2500	31,25	304,41	1351,9512	1,5475	1,2630	1,1239	15,1756	11,5894	349,7312	1,2121
-2450	30,925	304,085	1344,3808	1,5405	1,2573	1,1213	15,1067	11,6423	349,5445	1,2076
-2400	30,6	303,76	1336,8448	1,5335	1,2516	1,1188	15,0381	11,6954	349,3577	1,2031
-2350	30,275	303,435	1329,3429	1,5265	1,2459	1,1162	14,9697	11,7488	349,1707	1,1986
-2300	29,95	303,11	1321,8753	1,5195	1,2402	1,1137	14,9016	11,8025	348,9837	1,1941
-2250	29,625	302,785	1314,4416	1,5126	1,2346	1,1111	14,8337	11,8565	348,7965	1,1896
-2200	29,3	302,46	1307,0418	1,5057	1,2290	1,1086	14,7660	11,9109	348,6093	1,1851
-2150	28,975	302,135	1299,6758	1,4988	1,2234	1,1061	14,6986	11,9655	348,4219	1,1807
-2100	28,65	301,81	1292,3434	1,4920	1,2178	1,1035	14,6314	12,0204	348,2345	1,1762
-2050	28,325	301,485	1285,0445	1,4852	1,2122	1,1010	14,5645	12,0757	348,0469	1,1718
-2000	28	301,16	1277,7791	1,4784	1,2066	1,0985	14,4978	12,1313	347,8593	1,1674
-1950	27,675	300,835	1270,5470	1,4716	1,2011	1,0959	14,4313	12,1872	347,6715	1,1629
-1900	27,35	300,51	1263,3481	1,4648	1,1956	1,0934	14,3650	12,2434	347,4837	1,1585
-1850	27,025	300,185	1256,1822	1,4581	1,1901	1,0909	14,2990	12,2999	347,2957	1,1542
-1800	26,7	299,86	1249,0493	1,4514	1,1846	1,0884	14,2332	12,3567	347,1077	1,1498
-1750	26,375	299,535	1241,9492	1,4447	1,1792	1,0859	14,1677	12,4139	346,9195	1,1454
-1700	26,05	299,21	1234,8818	1,4380	1,1737	1,0834	14,1024	12,4714	346,7313	1,1411
-1650	25,725	298,885	1227,8470	1,4314	1,1683	1,0809	14,0373	12,5292	346,5429	1,1367
-1600	25,4	298,56	1220,8447	1,4248	1,1629	1,0784	13,9724	12,5874	346,3545	1,1324
-1550	25,075	298,235	1213,8748	1,4182	1,1575	1,0759	13,9078	12,6459	346,1659	1,1281
-1500	24,75	297,91	1206,9372	1,4116	1,1522	1,0734	13,8434	12,7047	345,9772	1,1238
-1450	24,425	297,585	1200,0316	1,4051	1,1468	1,0709	13,7792	12,7639	345,7885	1,1195
-1400	24,1	297,26	1193,1582	1,3986	1,1415	1,0684	13,7153	12,8234	345,5996	1,1152
-1350	23,775	296,935	1186,3166	1,3921	1,1362	1,0659	13,6515	12,8833	345,4106	1,1109
-1300	23,45	296,61	1179,5068	1,3856	1,1309	1,0634	13,5881	12,9434	345,2215	1,1067
-1250	23,125	296,285	1172,7287	1,3792	1,1257	1,0610	13,5248	13,0040	345,0323	1,1024
-1200	22,8	295,96	1165,9822	1,3727	1,1204	1,0585	13,4617	13,0649	344,8430	1,0982
-1150	22,475	295,635	1159,2672	1,3663	1,1152	1,0560	13,3989	13,1261	344,6537	1,0940
-1100	22,15	295,31	1152,5835	1,3599	1,1100	1,0536	13,3363	13,1877	344,4642	1,0898

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Quota	Temperatura		Pressione	Densità	δ	$\sqrt{\delta}$	Peso specifico	Viscosità cinematica	Velocità del suono	Ψ_1^*
[m]	[°C]	[K]	[hPa]	[kg/m³]	[-]	[-]	[N/m³]	[m²/s] ($\times 10^{-6}$)	[m/s]	[-]
-1050	21,825	294,985	1145,9311	1,3536	1,1048	1,0511	13,2740	13,2497	344,2746	1,0856
-1000	21,5	294,66	1139,3097	1,3472	1,0996	1,0486	13,2118	13,3120	344,0849	1,0814
-950	21,175	294,335	1132,7194	1,3409	1,0945	1,0462	13,1499	13,3747	343,8950	1,0772
-900	20,85	294,01	1126,1600	1,3346	1,0893	1,0437	13,0882	13,4378	343,7051	1,0730
-850	20,525	293,685	1119,6314	1,3284	1,0842	1,0413	13,0267	13,5012	343,5151	1,0689
-800	20,2	293,36	1113,1335	1,3221	1,0791	1,0388	12,9655	13,5650	343,3250	1,0647
-750	19,875	293,035	1106,6661	1,3159	1,0740	1,0364	12,9045	13,6291	343,1348	1,0606
-700	19,55	292,71	1100,2292	1,3097	1,0690	1,0339	12,8436	13,6936	342,9444	1,0565
-650	19,225	292,385	1093,8226	1,3035	1,0639	1,0315	12,7830	13,7586	342,7540	1,0524
-600	18,9	292,06	1087,4463	1,2974	1,0589	1,0290	12,7227	13,8238	342,5634	1,0483
-550	18,575	291,735	1081,1002	1,2912	1,0539	1,0266	12,6625	13,8895	342,3728	1,0442
-500	18,25	291,41	1074,7840	1,2851	1,0489	1,0242	12,6026	13,9556	342,1820	1,0401
-450	17,925	291,085	1068,4978	1,2790	1,0439	1,0217	12,5429	14,0220	341,9912	1,0361
-400	17,6	290,76	1062,2414	1,2730	1,0390	1,0193	12,4833	14,0889	341,8002	1,0320
-350	17,275	290,435	1056,0146	1,2669	1,0340	1,0169	12,4241	14,1561	341,6091	1,0280
-300	16,95	290,11	1049,8175	1,2609	1,0291	1,0145	12,3650	14,2237	341,4179	1,0239
-250	16,625	289,785	1043,6498	1,2549	1,0242	1,0120	12,3061	14,2918	341,2266	1,0199
-200	16,3	289,46	1037,5115	1,2489	1,0193	1,0096	12,2475	14,3602	341,0352	1,0159
-150	15,975	289,135	1031,4025	1,2429	1,0145	1,0072	12,1891	14,4290	340,8437	1,0119
-100	15,65	288,81	1025,3227	1,2370	1,0096	1,0048	12,1308	14,4983	340,6521	1,0079
-50	15,325	288,485	1019,2719	1,2311	1,0048	1,0024	12,0728	14,5679	340,4604	1,0040
0	15	288,15	1013,2500	1,2252	1,0000	1,0000	12,0133	14,6380	340,2686	1,0000
50	14,675	287,835	1007,2570	1,2193	0,9952	0,9976	11,9575	14,7085	340,0766	0,9961
100	14,35	287,51	1001,2927	1,2135	0,9904	0,9952	11,9001	14,7794	339,8846	0,9921
150	14,025	287,185	995,3571	1,2077	0,9857	0,9928	11,8429	14,8507	339,6924	0,9882
200	13,7	286,86	989,4499	1,2018	0,9809	0,9904	11,7860	14,9225	339,5001	0,9843
250	13,375	286,535	983,5712	1,1961	0,9762	0,9880	11,7293	14,9947	339,3078	0,9804
300	13,05	286,21	977,7209	1,1903	0,9715	0,9857	11,6727	15,0673	339,1153	0,9765
350	12,725	285,885	971,8987	1,1846	0,9668	0,9833	11,6164	15,1403	338,9227	0,9726
400	12,4	285,56	966,1046	1,1788	0,9622	0,9809	11,5603	15,2138	338,7300	0,9687
450	12,075	285,235	960,3385	1,1731	0,9575	0,9785	11,5044	15,2877	338,5372	0,9649
500	11,75	284,91	954,6004	1,1674	0,9529	0,9761	11,4487	15,3621	338,3443	0,9610
550	11,425	284,585	948,8900	1,1618	0,9482	0,9738	11,3932	15,4369	338,1512	0,9572
600	11,1	284,26	943,2073	1,1562	0,9436	0,9714	11,3379	15,5122	337,9581	0,9533
650	10,775	283,935	937,5522	1,1505	0,9391	0,9691	11,2829	15,5879	337,7648	0,9495
700	10,45	283,61	931,9246	1,1449	0,9345	0,9667	11,2280	15,6641	337,5715	0,9457
750	10,125	283,285	926,3244	1,1394	0,9299	0,9643	11,1733	15,7407	337,3780	0,9419
800	9,8	282,96	920,7515	1,1338	0,9254	0,9620	11,1189	15,8178	337,1844	0,9381
850	9,475	282,635	915,2057	1,1283	0,9209	0,9596	11,0646	15,8954	336,9907	0,9344
900	9,15	282,31	909,6871	1,1228	0,9164	0,9573	11,0105	15,9735	336,7969	0,9306
950	8,825	281,985	904,1954	1,1173	0,9119	0,9549	10,9567	16,0520	336,6030	0,9268
1000	8,5	281,66	898,7305	1,1118	0,9074	0,9526	10,9030	16,1310	336,4090	0,9231
1050	8,175	281,335	893,2925	1,1064	0,9030	0,9503	10,8496	16,2104	336,2148	0,9194

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Quota	Temperatura		Pressione	Densità	δ	$\sqrt{\delta}$	Peso specifico	Viscosità cinematica	Velocità del suono	Ψ_1^*
[m]	[°C]	[K]	[hPa]	[kg/m³]	[-]	[-]	[N/m³] ($\times 10^{-6}$)	[m/s]	[-]	
1100	7,85	281,01	887,8811	1,1009	0,8986	0,9479	10,7963	16,2904	336,0206	0,9157
1150	7,525	280,685	882,4963	1,0955	0,8942	0,9456	10,7433	16,3708	335,8262	0,9120
1200	7,2	280,36	877,1380	1,0901	0,8898	0,9433	10,6904	16,4518	335,6317	0,9083
1250	6,875	280,035	871,8061	1,0848	0,8854	0,9409	10,6378	16,5332	335,4371	0,9046
1300	6,55	279,71	866,5004	1,0794	0,8810	0,9386	10,5853	16,6151	335,2424	0,9009
1350	6,225	279,385	861,2209	1,0741	0,8767	0,9363	10,5330	16,6976	335,0476	0,8972
1400	5,9	279,06	855,9675	1,0688	0,8723	0,9340	10,4810	16,7805	334,8527	0,8936
1450	5,575	278,735	850,7401	1,0635	0,8680	0,9317	10,4291	16,8639	334,6576	0,8899
1500	5,25	278,41	845,5386	1,0582	0,8637	0,9294	10,3775	16,9479	334,4625	0,8863
1550	4,925	278,085	840,3628	1,0530	0,8594	0,9271	10,3260	17,0324	334,2672	0,8827
1600	4,6	277,76	835,2127	1,0477	0,8552	0,9247	10,2747	17,1174	334,0718	0,8791
1650	4,275	277,435	830,0882	1,0425	0,8509	0,9224	10,2236	17,2029	333,8763	0,8755
1700	3,95	277,11	824,9892	1,0373	0,8467	0,9201	10,1728	17,2889	333,6807	0,8719
1750	3,625	276,785	819,9156	1,0322	0,8424	0,9179	10,1221	17,3755	333,4850	0,8683
1800	3,3	276,46	814,8673	1,0270	0,8382	0,9156	10,0716	17,4626	333,2891	0,8647
1850	2,975	276,135	809,8442	1,0219	0,8341	0,9133	10,0213	17,5503	333,0931	0,8612
1900	2,65	275,81	804,8462	1,0168	0,8299	0,9110	9,9712	17,6385	332,8971	0,8576
1950	2,325	275,485	799,8732	1,0117	0,8257	0,9087	9,9212	17,7273	332,7009	0,8541
2000	2	275,16	794,9251	1,0066	0,8216	0,9064	9,8715	17,8166	332,5046	0,8505
2050	1,675	274,835	790,0018	1,0016	0,8175	0,9041	9,8220	17,9064	332,3081	0,8470
2100	1,35	274,51	785,1033	0,9965	0,8134	0,9019	9,7726	17,9968	332,1116	0,8435
2150	1,025	274,185	780,2293	0,9915	0,8093	0,8996	9,7235	18,0878	331,9149	0,8400
2200	0,7	273,86	775,3799	0,9865	0,8052	0,8973	9,6745	18,1794	331,7182	0,8365
2250	0,375	273,535	770,5550	0,9816	0,8011	0,8951	9,6257	18,2715	331,5213	0,8331
2300	0,05	273,21	765,7544	0,9766	0,7971	0,8928	9,5771	18,3642	331,3243	0,8296
2350	-0,275	272,885	760,9780	0,9717	0,7931	0,8905	9,5287	18,4575	331,1272	0,8261
2400	-0,6	272,56	756,2258	0,9667	0,7891	0,8883	9,4805	18,5513	330,9299	0,8227
2450	-0,925	272,235	751,4976	0,9619	0,7851	0,8860	9,4325	18,6458	330,7326	0,8193
2500	-1,25	271,91	746,7934	0,9570	0,7811	0,8838	9,3846	18,7409	330,5351	0,8158
2550	-1,575	271,585	742,1131	0,9521	0,7771	0,8815	9,3370	18,8365	330,3375	0,8124
2600	-1,9	271,26	737,4566	0,9473	0,7732	0,8793	9,2895	18,9328	330,1398	0,8090
2650	-2,225	270,935	732,8237	0,9425	0,7692	0,8771	9,2422	19,0296	329,9419	0,8056
2700	-2,55	270,61	728,2145	0,9376	0,7653	0,8748	9,1951	19,1271	329,7440	0,8022
2750	-2,875	270,285	723,6287	0,9329	0,7614	0,8726	9,1482	19,2252	329,5459	0,7989
2800	-3,2	269,96	719,0664	0,9281	0,7575	0,8703	9,1015	19,3239	329,3477	0,7955
2850	-3,525	269,635	714,5274	0,9234	0,7536	0,8681	9,0549	19,4233	329,1494	0,7921
2900	-3,85	269,31	710,0116	0,9186	0,7498	0,8659	9,0086	19,5232	328,9510	0,7888
2950	-4,175	268,985	705,5189	0,9139	0,7459	0,8637	8,9624	19,6238	328,7524	0,7855
3000	-4,5	268,66	701,0493	0,9092	0,7421	0,8615	8,9164	19,7251	328,5538	0,7821
3050	-4,825	268,335	696,6027	0,9045	0,7383	0,8592	8,8705	19,8270	328,3550	0,7788
3100	-5,15	268,01	692,1789	0,8999	0,7345	0,8570	8,8249	19,9295	328,1561	0,7755
3150	-5,475	267,685	687,7779	0,8953	0,7307	0,8548	8,7794	20,0327	327,9571	0,7722
3200	-5,8	267,36	683,3996	0,8906	0,7269	0,8526	8,7342	20,1366	327,7579	0,7690

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Quota	Temperatura		Pressione	Densità	δ	$\sqrt{\delta}$	Peso specifico	Viscosità cinematica	Velocità del suono	Ψ_1^*
[m]	[°C]	[K]	[hPa]	[kg/m³]	[-]	[-]	[N/m³]	[m²/s] ($\times 10^{-6}$)	[m/s]	[-]
3250	-6,125	267,035	679,0439	0,8860	0,7232	0,8504	8,6890	20,2411	327,5586	0,7657
3300	-6,45	266,71	674,7107	0,8815	0,7194	0,8482	8,6441	20,3463	327,3592	0,7624
3350	-6,775	266,385	670,3999	0,8769	0,7157	0,8460	8,5994	20,4522	327,1597	0,7592
3400	-7,1	266,06	666,1114	0,8724	0,7120	0,8438	8,5548	20,5588	326,9601	0,7559
3450	-7,425	265,735	661,8452	0,8678	0,7083	0,8416	8,5104	20,6660	326,7603	0,7527
3500	-7,75	265,41	657,6012	0,8633	0,7046	0,8394	8,4662	20,7740	326,5605	0,7495
3550	-8,075	265,085	653,3792	0,8588	0,7010	0,8372	8,4221	20,8826	326,3605	0,7462
3600	-8,4	264,76	649,1791	0,8544	0,6973	0,8351	8,3783	20,9919	326,1603	0,7430
3650	-8,725	264,435	645,0010	0,8499	0,6937	0,8329	8,3346	21,1020	325,9601	0,7399
3700	-9,05	264,11	640,8447	0,8455	0,6901	0,8307	8,2911	21,2127	325,7597	0,7367
3750	-9,375	263,785	636,7101	0,8410	0,6864	0,8285	8,2477	21,3242	325,5592	0,7335
3800	-9,7	263,46	632,5971	0,8366	0,6829	0,8264	8,2046	21,4364	325,3586	0,7303
3850	-10,025	263,135	628,5056	0,8323	0,6793	0,8242	8,1616	21,5493	325,1579	0,7272
3900	-10,35	262,81	624,4356	0,8279	0,6757	0,8220	8,1187	21,6630	324,9570	0,7240
3950	-10,675	262,485	620,3870	0,8235	0,6722	0,8199	8,0761	21,7774	324,7560	0,7209
4000	-11	262,16	616,3597	0,8192	0,6686	0,8177	8,0336	21,8926	324,5549	0,7178
4050	-11,325	261,835	612,3535	0,8149	0,6651	0,8155	7,9913	22,0085	324,3537	0,7147
4100	-11,65	261,51	608,3685	0,8106	0,6616	0,8134	7,9492	22,1252	324,1523	0,7115
4150	-11,975	261,185	604,4045	0,8063	0,6581	0,8112	7,9072	22,2426	323,9508	0,7085
4200	-12,3	260,86	600,4614	0,8021	0,6546	0,8091	7,8654	22,3608	323,7492	0,7054
4250	-12,625	260,535	596,5392	0,7978	0,6512	0,8069	7,8238	22,4798	323,5475	0,7023
4300	-12,95	260,21	592,6378	0,7936	0,6477	0,8048	7,7823	22,5995	323,3456	0,6992
4350	-13,275	259,885	588,7570	0,7894	0,6443	0,8027	7,7410	22,7201	323,1436	0,6962
4400	-13,6	259,56	584,8969	0,7852	0,6409	0,8005	7,6999	22,8414	322,9415	0,6931
4450	-13,925	259,235	581,0572	0,7810	0,6374	0,7984	7,6589	22,9636	322,7392	0,6901
4500	-14,25	258,91	577,2380	0,7768	0,6340	0,7963	7,6181	23,0865	322,5369	0,6870
4550	-14,575	258,585	573,4392	0,7727	0,6307	0,7941	7,5775	23,2103	322,3344	0,6840
4600	-14,9	258,26	569,6606	0,7686	0,6273	0,7920	7,5371	23,3349	322,1318	0,6810
4650	-15,225	257,935	565,9023	0,7645	0,6239	0,7899	7,4968	23,4603	321,9290	0,6780
4700	-15,55	257,61	562,1640	0,7604	0,6206	0,7878	7,4566	23,5865	321,7261	0,6750
4750	-15,875	257,285	558,4457	0,7563	0,6173	0,7857	7,4167	23,7136	321,5231	0,6720
4800	-16,2	256,96	554,7474	0,7522	0,6140	0,7836	7,3769	23,8416	321,3200	0,6691
4850	-16,525	256,635	551,0690	0,7482	0,6107	0,7815	7,3372	23,9704	321,1167	0,6661
4900	-16,85	256,31	547,4103	0,7442	0,6074	0,7793	7,2978	24,1000	320,9133	0,6632
4950	-17,175	255,985	543,7713	0,7402	0,6041	0,7772	7,2585	24,2305	320,7098	0,6602
5000	-17,5	255,66	540,1519	0,7362	0,6009	0,7751	7,2193	24,3619	320,5061	0,6573
5050	-17,825	255,335	536,5521	0,7322	0,5976	0,7731	7,1803	24,4942	320,3024	0,6544
5100	-18,15	255,01	532,9717	0,7282	0,5944	0,7710	7,1415	24,6274	320,0985	0,6514
5150	-18,475	254,685	529,4107	0,7243	0,5912	0,7689	7,1028	24,7614	319,8944	0,6485
5200	-18,8	254,36	525,8690	0,7204	0,5880	0,7668	7,0643	24,8964	319,6902	0,6456
5250	-19,125	254,035	522,3465	0,7165	0,5848	0,7647	7,0260	25,0322	319,4859	0,6427
5300	-19,45	253,71	518,8431	0,7126	0,5816	0,7626	6,9878	25,1690	319,2815	0,6399
5350	-19,775	253,385	515,3587	0,7087	0,5784	0,7605	6,9498	25,3067	319,0769	0,6370

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Quota	Temperatura		Pressione	Densità	δ	$\sqrt{\delta}$	Peso specifico	Viscosità cinematica	Velocità del suono	Ψ_1^*
[m]	[°C]	[K]	[hPa]	[kg/m³]	[-]	[-]	[N/m³]	[m²/s] ($\times 10^{-6}$)	[m/s]	[-]
5400	-20,1	253,06	511,8934	0,7048	0,5753	0,7585	6,9119	25,4454	318,8722	0,6341
5450	-20,425	252,735	508,4469	0,7010	0,5721	0,7564	6,8742	25,5849	318,6674	0,6313
5500	-20,75	252,41	505,0193	0,6971	0,5690	0,7543	6,8367	25,7255	318,4625	0,6284
5550	-21,075	252,085	501,6104	0,6933	0,5659	0,7523	6,7993	25,8669	318,2574	0,6256
5600	-21,4	251,76	498,2201	0,6895	0,5628	0,7502	6,7620	26,0094	318,0521	0,6228
5650	-21,725	251,435	494,8484	0,6858	0,5597	0,7481	6,7249	26,1528	317,8468	0,6200
5700	-22,05	251,11	491,4952	0,6820	0,5566	0,7461	6,6880	26,2972	317,6413	0,6172
5750	-22,375	250,785	488,1605	0,6782	0,5536	0,7440	6,6513	26,4426	317,4357	0,6144
5800	-22,7	250,46	484,8441	0,6745	0,5505	0,7420	6,6146	26,5889	317,2299	0,6116
5850	-23,025	250,135	481,5459	0,6708	0,5475	0,7399	6,5782	26,7363	317,0240	0,6088
5900	-23,35	249,81	478,2660	0,6671	0,5445	0,7379	6,5419	26,8847	316,8180	0,6060
5950	-23,675	249,485	475,0042	0,6634	0,5415	0,7358	6,5057	27,0341	316,6119	0,6033
6000	-24	249,16	471,7604	0,6597	0,5385	0,7338	6,4697	27,1845	316,4056	0,6005
6050	-24,325	248,835	468,5345	0,6561	0,5355	0,7318	6,4339	27,3360	316,1992	0,5978
6100	-24,65	248,51	465,3266	0,6524	0,5325	0,7297	6,3982	27,4885	315,9926	0,5950
6150	-24,975	248,185	462,1364	0,6488	0,5296	0,7277	6,3626	27,6420	315,7859	0,5923
6200	-25,3	247,86	458,9640	0,6452	0,5266	0,7257	6,3272	27,7967	315,5791	0,5896
6250	-25,625	247,535	455,8093	0,6416	0,5237	0,7237	6,2920	27,9523	315,3721	0,5869
6300	-25,95	247,21	452,6721	0,6380	0,5208	0,7216	6,2569	28,1091	315,1650	0,5842
6350	-26,275	246,885	449,5524	0,6345	0,5178	0,7196	6,2220	28,2670	314,9578	0,5815
6400	-26,6	246,56	446,4502	0,6309	0,5150	0,7176	6,1872	28,4259	314,7504	0,5788
6450	-26,925	246,235	443,3653	0,6274	0,5121	0,7156	6,1525	28,5860	314,5429	0,5762
6500	-27,25	245,91	440,2978	0,6239	0,5092	0,7136	6,1180	28,7471	314,3352	0,5735
6550	-27,575	245,585	437,2474	0,6204	0,5063	0,7116	6,0837	28,9094	314,1274	0,5708
6600	-27,9	245,26	434,2141	0,6169	0,5035	0,7096	6,0495	29,0728	313,9195	0,5682
6650	-28,225	244,935	431,1980	0,6134	0,5007	0,7076	6,0155	29,2374	313,7115	0,5656
6700	-28,55	244,61	428,1988	0,6100	0,4978	0,7056	5,9816	29,4031	313,5033	0,5629
6750	-28,875	244,285	425,2165	0,6065	0,4950	0,7036	5,9478	29,5700	313,2949	0,5603
6800	-29,2	243,96	422,2511	0,6031	0,4922	0,7016	5,9142	29,7381	313,0865	0,5577
6850	-29,525	243,635	419,3024	0,5997	0,4894	0,6996	5,8807	29,9073	312,8778	0,5551
6900	-29,85	243,31	416,3704	0,5963	0,4867	0,6976	5,8474	30,0777	312,6691	0,5525
6950	-30,175	242,985	413,4551	0,5929	0,4839	0,6956	5,8142	30,2493	312,4602	0,5499
7000	-30,5	242,66	410,5563	0,5895	0,4812	0,6937	5,7812	30,4222	312,2512	0,5474
7050	-30,825	242,335	407,6740	0,5862	0,4784	0,6917	5,7483	30,5962	312,0420	0,5448
7100	-31,15	242,01	404,8081	0,5828	0,4757	0,6897	5,7156	30,7715	311,8327	0,5422
7150	-31,475	241,685	401,9585	0,5795	0,4730	0,6877	5,6830	30,9480	311,6232	0,5397
7200	-31,8	241,36	399,1252	0,5762	0,4703	0,6858	5,6505	31,1258	311,4136	0,5371
7250	-32,125	241,035	396,3081	0,5729	0,4676	0,6838	5,6182	31,3049	311,2039	0,5346
7300	-32,45	240,71	393,5071	0,5696	0,4649	0,6818	5,5860	31,4852	310,9940	0,5321
7350	-32,775	240,385	390,7222	0,5663	0,4623	0,6799	5,5540	31,6668	310,7840	0,5296
7400	-33,1	240,06	387,9532	0,5631	0,4596	0,6779	5,5221	31,8497	310,5738	0,5271
7450	-33,425	239,735	385,2002	0,5599	0,4570	0,6760	5,4903	32,0339	310,3635	0,5246
7500	-33,75	239,41	382,4630	0,5566	0,4543	0,6740	5,4587	32,2194	310,1531	0,5221

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

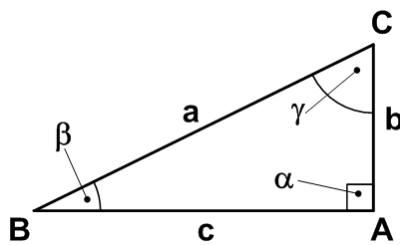
Quota	Temperatura		Pressione	Densità	δ	$\sqrt{\delta}$	Peso specifico	Viscosità cinematica	Velocità del suono	Ψ_1^*
[m]	[°C]	[K]	[hPa]	[kg/m³]	[-]	[-]	[N/m³]	[m²/s] ($\times 10^{-6}$)	[m/s]	[-]
7550	-34,075	239,085	379,7415	0,5534	0,4517	0,6721	5,4272	32,4063	309,9425	0,5196
7600	-34,4	238,76	377,0358	0,5502	0,4491	0,6701	5,3959	32,5944	309,7318	0,5171
7650	-34,725	238,435	374,3457	0,5470	0,4465	0,6682	5,3647	32,7840	309,5209	0,5147
7700	-35,05	238,11	371,6712	0,5439	0,4439	0,6663	5,3336	32,9749	309,3099	0,5122
7750	-35,375	237,785	369,0121	0,5407	0,4413	0,6643	5,3027	33,1672	309,0987	0,5098
7800	-35,7	237,46	366,3685	0,5376	0,4388	0,6624	5,2719	33,3608	308,8874	0,5073
7850	-36,025	237,135	363,7403	0,5345	0,4362	0,6605	5,2413	33,5559	308,6760	0,5049
7900	-36,35	236,81	361,1273	0,5314	0,4337	0,6585	5,2108	33,7524	308,4644	0,5025
7950	-36,675	236,485	358,5296	0,5283	0,4312	0,6566	5,1804	33,9503	308,2526	0,5000
8000	-37	236,16	355,9470	0,5252	0,4286	0,6547	5,1502	34,1496	308,0407	0,4976
8050	-37,325	235,835	353,3795	0,5221	0,4261	0,6528	5,1201	34,3504	307,8287	0,4952
8100	-37,65	235,51	350,8270	0,5190	0,4236	0,6509	5,0901	34,5526	307,6165	0,4929
8150	-37,975	235,185	348,2894	0,5160	0,4212	0,6490	5,0603	34,7563	307,4042	0,4905
8200	-38,3	234,86	345,7668	0,5130	0,4187	0,6471	5,0306	34,9615	307,1917	0,4881
8250	-38,625	234,535	343,2589	0,5100	0,4162	0,6452	5,0010	35,1682	306,9791	0,4857
8300	-38,95	234,21	340,7658	0,5070	0,4138	0,6433	4,9716	35,3764	306,7663	0,4834
8350	-39,275	233,885	338,2874	0,5040	0,4113	0,6414	4,9423	35,5862	306,5534	0,4810
8400	-39,6	233,56	335,8236	0,5010	0,4089	0,6395	4,9131	35,7974	306,3403	0,4787
8450	-39,925	233,235	333,3744	0,4980	0,4065	0,6376	4,8841	36,0103	306,1271	0,4764
8500	-40,25	232,91	330,9396	0,4951	0,4041	0,6357	4,8552	36,2246	305,9138	0,4740
8550	-40,575	232,585	328,5193	0,4922	0,4017	0,6338	4,8264	36,4406	305,7003	0,4717
8600	-40,9	232,26	326,1133	0,4892	0,3993	0,6319	4,7977	36,6581	305,4866	0,4694
8650	-41,225	231,935	323,7216	0,4863	0,3969	0,6300	4,7692	36,8773	305,2728	0,4671
8700	-41,55	231,61	321,3442	0,4834	0,3946	0,6282	4,7408	37,0981	305,0588	0,4648
8750	-41,875	231,285	318,9808	0,4806	0,3922	0,6263	4,7126	37,3205	304,8447	0,4625
8800	-42,2	230,96	316,6316	0,4777	0,3899	0,6244	4,6845	37,5446	304,6305	0,4603
8850	-42,525	230,635	314,2964	0,4748	0,3876	0,6225	4,6565	37,7703	304,4161	0,4580
8900	-42,85	230,31	311,9752	0,4720	0,3852	0,6207	4,6286	37,9977	304,2015	0,4557
8950	-43,175	229,985	309,6679	0,4692	0,3829	0,6188	4,6009	38,2268	303,9868	0,4535
9000	-43,5	229,66	307,3744	0,4663	0,3806	0,6169	4,5732	38,4576	303,7719	0,4512
9050	-43,825	229,335	305,0947	0,4635	0,3783	0,6151	4,5458	38,6901	303,5569	0,4490
9100	-44,15	229,01	302,8287	0,4608	0,3761	0,6132	4,5184	38,9244	303,3418	0,4468
9150	-44,475	228,685	300,5764	0,4580	0,3738	0,6114	4,4912	39,1604	303,1264	0,4446
9200	-44,8	228,36	298,3376	0,4552	0,3715	0,6095	4,4641	39,3982	302,9110	0,4423
9250	-45,125	228,035	296,1124	0,4525	0,3693	0,6077	4,4371	39,6378	302,6953	0,4401
9300	-45,45	227,71	293,9006	0,4497	0,3671	0,6059	4,4102	39,8792	302,4795	0,4379
9350	-45,775	227,385	291,7022	0,4470	0,3648	0,6040	4,3835	40,1224	302,2636	0,4358
9400	-46,1	227,06	289,5171	0,4443	0,3626	0,6022	4,3569	40,3674	302,0475	0,4336
9450	-46,425	226,735	287,3454	0,4416	0,3604	0,6003	4,3304	40,6143	301,8313	0,4314
9500	-46,75	226,41	285,1868	0,4389	0,3582	0,5985	4,3040	40,8631	301,6149	0,4292
9550	-47,075	226,085	283,0414	0,4362	0,3560	0,5967	4,2778	41,1137	301,3983	0,4271
9600	-47,4	225,76	280,9091	0,4336	0,3539	0,5949	4,2517	41,3662	301,1816	0,4249
9650	-47,725	225,435	278,7897	0,4309	0,3517	0,5930	4,2257	41,6207	300,9648	0,4228

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Quota	Temperatura		Pressione	Densità	δ	$\sqrt{\delta}$	Peso specifico	Viscosità cinematica	Velocità del suono	Ψ_1^*
[m]	[°C]	[K]	[hPa]	[kg/m³]	[-]	[-]	[N/m³]	[m²/s] ($\times 10^{-6}$)	[m/s]	[-]
9700	-48,05	225,11	276,6834	0,4283	0,3495	0,5912	4,1998	41,8771	300,7477	0,4207
9750	-48,375	224,785	274,5900	0,4256	0,3474	0,5894	4,1741	42,1354	300,5306	0,4185
9800	-48,7	224,46	272,5094	0,4230	0,3453	0,5876	4,1484	42,3957	300,3132	0,4164
9850	-49,025	224,135	270,4416	0,4204	0,3431	0,5858	4,1229	42,6580	300,0957	0,4143
9900	-49,35	223,81	268,3865	0,4178	0,3410	0,5840	4,0975	42,9223	299,8781	0,4122
9950	-49,675	223,485	266,3441	0,4153	0,3389	0,5822	4,0723	43,1887	299,6603	0,4101
10000	-50	223,16	264,3143	0,4127	0,3368	0,5804	4,0471	43,4571	299,4423	0,4080
10050	-50,325	222,835	262,2970	0,4101	0,3348	0,5786	4,0221	43,7275	299,2242	0,4059
10100	-50,65	222,51	260,2922	0,4076	0,3327	0,5768	3,9972	44,0000	299,0059	0,4039
10150	-50,975	222,185	258,2999	0,4051	0,3306	0,5750	3,9724	44,2747	298,7874	0,4018
10200	-51,3	221,86	256,3199	0,4026	0,3286	0,5732	3,9477	44,5514	298,5688	0,3997
10250	-51,625	221,535	254,3522	0,4001	0,3265	0,5714	3,9232	44,8303	298,3501	0,3977
10300	-51,95	221,21	252,3968	0,3976	0,3245	0,5696	3,8987	45,1113	298,1311	0,3957
10350	-52,275	220,885	250,4536	0,3951	0,3225	0,5679	3,8744	45,3945	297,9121	0,3936
10400	-52,6	220,56	248,5225	0,3926	0,3204	0,5661	3,8502	45,6800	297,6928	0,3916
10450	-52,925	220,235	246,6034	0,3902	0,3184	0,5643	3,8261	45,9676	297,4734	0,3896
10500	-53,25	219,91	244,6964	0,3877	0,3164	0,5625	3,8021	46,2575	297,2538	0,3876
10550	-53,575	219,585	242,8014	0,3853	0,3145	0,5608	3,7783	46,5496	297,0341	0,3856
10600	-53,9	219,26	240,9182	0,3829	0,3125	0,5590	3,7545	46,8441	296,8142	0,3836
10650	-54,225	218,935	239,0469	0,3804	0,3105	0,5572	3,7309	47,1408	296,5941	0,3816
10700	-54,55	218,61	237,1874	0,3780	0,3086	0,5555	3,7074	47,4398	296,3739	0,3796
10750	-54,875	218,285	235,3396	0,3757	0,3066	0,5537	3,6839	47,7412	296,1535	0,3776
10800	-55,2	217,96	233,5035	0,3733	0,3047	0,5520	3,6607	48,0450	295,9330	0,3756
10850	-55,525	217,635	231,6790	0,3709	0,3027	0,5502	3,6375	48,3511	295,7123	0,3737
10900	-55,85	217,31	229,8660	0,3686	0,3008	0,5485	3,6144	48,6597	295,4914	0,3717
10950	-56,175	216,985	228,0646	0,3662	0,2989	0,5467	3,5915	48,9707	295,2703	0,3698
11000	-56,5	216,66	226,2746	0,3639	0,2970	0,5450	3,5686	49,2842	295,0491	0,3678

* Ψ_1 è il coefficiente semi-empirico descritto al punto 1.13: $\psi_1 = \frac{p}{p_0} \cdot \left(\frac{T_0}{T}\right)^{1,75}$

4.5 TRIGONOMETRIA: TRIANGOLI



Denominazione convenzionale degli elementi di un triangolo rettangolo

Per risolvere un triangolo qualsiasi devono essere noti tre elementi di cui almeno un lato. Dunque si possono presentare quattro casi:

- 1) Due angoli e un lato (il problema presenta una sola soluzione)
- 2) Tre lati (il problema presenta una sola soluzione)
- 3) Due lati e l'angolo compreso (il problema presenta una sola soluzione)
- 4) Due lati e un angolo opposto ad uno di essi (il problema può avere nessuna, una o due soluzioni).

4.5.1 1° Teorema

In un triangolo rettangolo, la misura di un cateto è uguale al prodotto della misura dell'ipotenusa per il seno dell'angolo opposto oppure per il coseno dell'angolo adiacente.

$$\begin{aligned} b &= a \sin \beta & c &= a \sin \gamma \\ b &= a \cos \gamma & c &= a \cos \beta \end{aligned}$$

4.5.2 2° Teorema

In un triangolo rettangolo, la misura di un cateto è uguale a quella dell'altro cateto per la tangente dell'angolo opposto al primo, o per la cotangente dell'angolo adiacente.

$$\begin{aligned} c &= b \tan \gamma & b &= c \tan \beta \\ c &= b \cot \beta & b &= c \cot \gamma \end{aligned}$$

4.5.3 Area di un triangolo qualsiasi

L'area di un triangolo qualsiasi è uguale al semiprodotto delle misure di due suoi lati per il seno dell'angolo fra essi compreso.

$$Area = \frac{a b \sin \gamma}{2} = \frac{b c \sin \alpha}{2} = \frac{a c \sin \beta}{2}$$

4.5.4 Risoluzione dei triangoli qualsiasi

4.5.4.1 Teorema dei seni (o di Eulero)

In un triangolo qualunque è costante il rapporto tra la misura di un lato e il seno dell'angolo opposto:

$$\frac{a}{\sin \alpha} = \frac{b}{\sin \beta} = \frac{c}{\sin \gamma}$$

4.5.4.2 Teorema del coseno (o di Carnot)

In un triangolo qualsiasi il quadrato di un lato è uguale alla somma dei quadrati degli altri due diminuita del doppio prodotto di questi due lati per il coseno dell'angolo fra essi compreso:

$$a^2 = b^2 + c^2 - 2bc \cos \alpha$$

$$b^2 = a^2 + c^2 - 2ac \cos \beta$$

$$c^2 = a^2 + b^2 - 2ab \cos \gamma$$

Per piccoli angoli il seno può essere confuso con la tangente ovvero col valore dell'angolo stesso espresso in radianti.

4.6 ALFABETO GRECO

MAIUSCOLA	MINUSCOLA	NOME
A	α	Alfa
B	β	Beta
Γ	γ	Gamma
Δ	δ	Delta
Ε	ε	Epsilon
Ζ	ζ	Zeta
Η	η	Eta
Θ	ϑ, θ	Theta
Ι	ι	Iota
Κ	κ	Kappa
Λ	λ	Lambda
Μ	μ	Mi
Ν	ν	Ni
Ξ	ξ	Xi
Ο	o	Omicron
Π	π	Pi
Ρ	ρ, ϱ	Ro
Σ	σ	Sigma
Τ	τ	Tau
Υ	υ	Upsilon
Φ	φ, ϕ	Phi
Χ	χ, χ	Chi
Ψ	ψ	Psi
Ω	ω	Omega

4.7 PREFISSI E SUFFISSI DEL S.I.

1000ⁿ	10ⁿ	Prefisso	Simbolo	Numero decimale	Scala (UK, USA, Brasile)	Scala (altre nazioni)
1000 ⁸	10 ²⁴	yotta	Y	1 000 000 000 000 000 000 000 000	Settillione	Quadrilione
1000 ⁷	10 ²¹	zetta	Z	1 000 000 000 000 000 000 000 000	Sestillione	Triliardo
1000 ⁶	10 ¹⁸	exa	E	1 000 000 000 000 000 000 000	Quintillione	Trilione
1000 ⁵	10 ¹⁵	peta	P	1 000 000 000 000 000 000	Quadrilione	Biliardo
1000 ⁴	10 ¹²	tera	T	1 000 000 000 000	Trilione	Bilione
1000 ³	10 ⁹	giga	G	1 000 000 000	Bilione	Miliardo
1000 ²	10 ⁶	mega	M	1 000 000		Milione
1000 ¹	10 ³	kilo	k	1 000		Mille
	10 ²	etto	H	100		Cento
	10 ¹	deca	da	10		Dieci
10000	10 ⁰	-	-	1		Unità
	10 ⁻¹	deci	d	0,1		Decimo
	10 ⁻²	centi	c	0,01		Centesimo
1000 ⁻¹	10 ⁻³	milli	m	0,001		Millesimo
1000 ⁻²	10 ⁻⁶	micro	μ	0,000 001		Milionesimo
1000 ⁻³	10 ⁻⁹	nano	n	0,000 000 001	Bilionesimo	Miliardesimo
1000 ⁻⁴	10 ⁻¹²	pico	p	0,000 000 000 001	Trilionesimo	Bilionesimo
1000 ⁻⁵	10 ⁻¹⁵	femto	f	0,000 000 000 000 001	Quadrilionesimo	Biliardesimo
1000 ⁻⁶	10 ⁻¹⁸	atto	a	0,000 000 000 000 000 001	Quintilionesimo	Trilionesimo
1000 ⁻⁷	10 ⁻²¹	zepto	z	0,000 000 000 000 000 000 001	Sestilionesimo	Triliardesimo
1000 ⁻⁸	10 ⁻²⁴	yocto	y	0,000 000 000 000 000 000 000 001	Settilionesimo	Quadrilionesimo

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

ITIS “A. VOLTA” - Alessandria
“MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI”
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

5 BIBLIOGRAFIA

- L. Caligaris, S. Fava, C. Tomasello (2010-2016) - *Manuale di Meccanica*, Hoepli, Milano
- L. Baldassini (varie edizioni) - *Vademecum per disegnatori e tecnici*, Hoepli, Milano
- AA.VV. (1971) - *Manuale di tecnica aeronautica*, Cremonese, Roma
- A. Mori (1940) - *Manuale di tecnica aeronautica*, Editoriale Aeronautica, Roma
- AIAA (2003) - *Aerospace Design Engineers Guide 5th Edition*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Reston
- DOT/FAA/AR-MMPDS-01 (2003) - *Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS)*", DoT/FAA, Washington DC
- US Dept of Transportation – Federal Aviation Administration (1999) - AC-65-9A: *Aircraft and Powerplant Mechanics, General Handbook*, US Government Printing Office, Washington DC
- US Dept of Transportation – Federal Aviation Administration (1976) - AC-65-12A: *Aircraft and Powerplant Mechanics, Powerplant Handbook*, US Government Printing Office, Washington DC
- US Dept of Transportation – Federal Aviation Administration (1976) - AC-65-15A: *Aircraft and Powerplant Mechanics, Airframe Handbook*, US Government Printing Office, Washington DC
- US Dept of Transportation (1998) - AC-43.13-1B: *Acceptable methods, techniques, and practices - aircraft inspection and repair*, FAA
- US Dept of Transportation – FAA (2008) - *FAA-H-8083-30: Aviation Maintenance Technical Handbook, General*, FAA Flight Standard Service, Washington DC
- US Dept of Transportation – FAA (2012) - *FAA-H-8083-31: Aviation Maintenance Technical Handbook, Airframe*, FAA Flight Standard Service, Washington DC
- US Dept of Transportation – FAA (2012) - *FAA-H-8083-32: Aviation Maintenance Technical Handbook, Powerplant*, FAA Flight Standard Service, Washington DC
- I. H. Abbott, A. E. Von Doenhoff (1959) - *Theory of wing sections – including a summary of airfoil data*, Dover Publications, New York
- I. H. Abbott, A. E. Von Doenhoff, L. S. Stivers Jr. (1945) - *NACA Report n. 824: Summary of airfoil data*, NACA
- M. Ashby, H. Shercliff, D. Cebon (2013) – *Materiali: Dalla scienza alla progettazione ingegneristica*, Casa Editrice Ambrosiana, Milano
- J. Cutler, J. Liber (2005) - *Understanding aircraft structures*, Blackwell Publishing, Oxford
- G. Gabrielli (1982) - *Lezioni sulla scienza del progetto di aeromobili*, vol. 2, Levrotto & Bella, Torino
- M. Ribaldone (1971) - *Aeronautica generale*, Ed. V. Giorgio, Torino
- M. Ribaldone (1975) - *Costruzioni aeronautiche*, Ed. V. Giorgio, Torino
- A. Lausetti, F. Filippi (1976) - *Elementi di meccanica del volo*, Levrotto & Bella, Torino
- A. Lausetti (1983) - *L'aeroplano*, Levrotto & Bella, Torino
- M. Flaccavento (2011) - *Aerotecnica*, Hoepli, Milano
- M. Flaccavento (2012) - *Impianti di bordo dei velivoli*, Hoepli, Milano
- M. Flaccavento, L. Ferrazzi, A. Giannotti, F. Tricerri (2013) - *Esercitazioni aeronautiche e laboratorio*, Hoepli, Milano

ITIS “A. VOLTA” - Alessandria
“MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI”
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

- G. Anzalone, P. Bassignana, G. Brafa Musicoro (2016) - *Meccanica, macchine ed energia*, Hoepli, Milano
- G. Cagliero (2016) - *Meccanica, macchine ed energia*, Zanichelli, Bologna
- C. Pidatella, G. Ferrari Aggradi, D. Pidatella (2016) - *Corso di meccaniche, macchine ed energia*, Zanichelli, Bologna
- Fabio N. Spadaro (2015) – *Navigare tra le normative*, Youcanprint, Tricase (LE)
- Appunti delle lezioni tenute dal Prof. S. Chiesa (Politecnico di Torino) presso l’ITIS “A. Volta” di Alessandria, 1997
- Rivista “Sicurezza del volo”, numeri vari

MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI

La stesura iniziale della "Parte 1: Aerotecnica" è stata impostata dagli alunni **Crichigno Nicolò** e **Pavanetto Nicolò** (diplomati a.s. 2014/15)

Tutte le altre parti sono state sviluppate e integrate dal **prof. Leonardo Ferrazzi** dell'ITIS "A. Volta" di Alessandria, a cui si aggiungono:

- Appunti e contributi significativi del **prof. Luigi Mascolo** dell'ITT "G. C. Falco" di Capua (CE),
 - Contributi degli studenti **Piani Riccardo** e **Grendene Simone** (sotto la supervisione del **prof. Mauro Darida**) dell'ISIS "A. Malignani" di Udine,
 - Contributi dell'**ing. Alessandro Gigli Cervi**,
 - Parti del "Manuale di Tecnica Aeronautica" (Ed. Cremonese, 1971)

Un particolare ringraziamento:

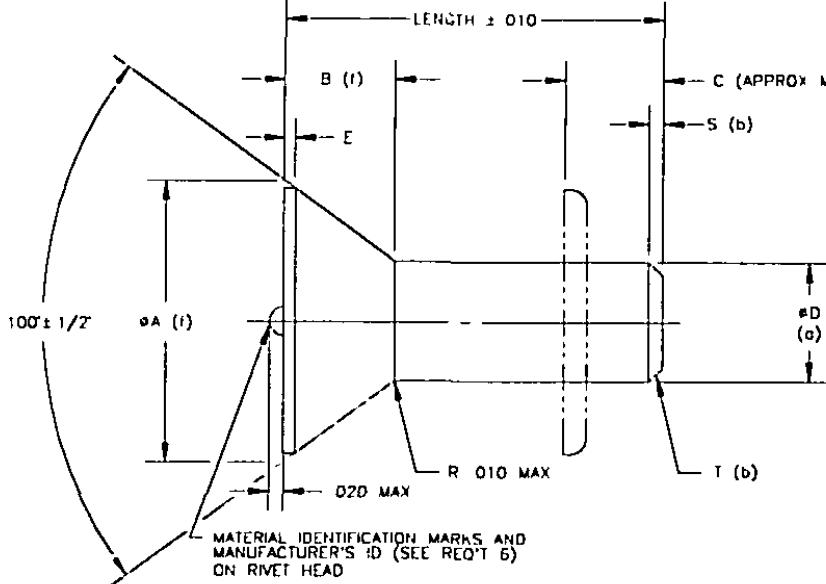
- ai **prof. Simone Gatti** e **Giovanni Luigi Corato** dell'ITIS "A. Volta" di Alessandria per il supporto alla stesura del manuale
- al **prof. Fabio Scaccia** dell'ITIS "MOVM Don Giuseppe Morosini" di Ferentino (FR) per la paziente, puntuale e completa revisione del manuale
 - a **Claudio Noè** per la fotografia di copertina

ITIS “A. VOLTA” - Alessandria
“MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI”
Ed. 08 Rev. 00 – gennaio 2024

Allegato 1

RIBATTINI MS 20426

Form Approved
OMB No 0704-0185



MATERIAL IDENTIFICATION MARKS AND MANUFACTURER'S ID (SEE REQ'T 6) ON RIVET HEAD

MATERIAL IDENTIFICATION MARKS

1100(A) PLAIN	5056(B) RAISED CROSS	2117(AD) DIMPLED .020 MAX	2024(DD) RAISED DOUBLE DASH (INACTIVE)

.030 MAX 2017(D) RAISED TEAT (INACTIVE) (SEE REQ'T 7)	.030 MAX 7050(E) INDENTED RING (SEE REQ'T 5)	.050 MAX .030 MIN 2219-T81(k) INDENTED SQUARE (INACTIVE)	.070 MAX .040 MIN 2219-T62(j) INDENTED TRIANGLE	.050 MAX .030 MIN 45Cb(t) INDENTED DIAMOND

TABLE I. RIVET DIMENSIONS.

ΔA $\pm .004$	B REF	C	ΔD $.062(1\16)$ $.094(3\32)$ $.125(1\8)$ $.156(5\16)$ $.187(3\16)$ $.219(7\32)$ $.250(1\4)$ $.312(5\16)$ $.375(3\8)$	E	S	T RAD
.114	.022	.094	$.062(1\16)$.004	.016	.019
.179	.036	.141	$.094(3\32)$	$\pm .002$.023	.029
.225	.042	.188	$.125(1\8)$.005	.031	.039
.286	.055	.234	$.156(5\16)$	$\pm .002$.039	.049
.353	.070	.281	$.187(3\16)$.006	.047	.059
.415	.083	.328	$.219(7\32)$	$\pm .003$.054	.069
.476	.095	.375	$.250(1\4)$	$.008 \pm .003$.062	.078
.564	.106	.469	$.312(5\16)$.010	.078	.098
.694	.134	.562	$.375(3\8)$	$\pm .004$.094	.117

(L) DENOTES CHANGE(S)

INCH-POUND

PREPARING ACTIVITY: NAVY-AS CUSTODIANS: ARMY-AR AIR FORCE-99 REVIEW AV, GL, IS, ME, MI, OS, 82 USER: MC PROJECT NUMBER: 5320-0805 DISTRIBUTION STATEMENT	MILITARY SPECIFICATION SHEET TITLE RIVET, SOLID, COUNTERSUNK 100°, PRECISION HEAD, ALUMINUM AND TITANIUM COLUMBIUM ALLOY	SPECIFICATION SHEET NUMBER MS20426 14 SEP 93 REV L SUPERSEDING MS20426 k 28 JAN 91 AMSC- N/A FSC 5320 Page 1 of 5
--	--	--

Allegato 1

Form Approved
 OMB No. 0704-0188

- (a) 001-INCH SHANK DIAMETER INCREASE PERMISSIBLE WITHIN 100-INCH OF BASE OF HEAD.
- (b) RIVETS MAY BE FURNISHED WITHIN PLAIN ENDS, OR CHAMFERED ENDS WITH A RADIUS TO THE "T" DIMENSIONS OR A 20° CHAMFER TO THE "S" DIMENSION.
- (c) A PROFILE VIEW OF LAND AREA MAY VARY FROM A LINE PARALLEL WITH THE SHANK TO A CURVE THAT WILL FALL WITHIN THE LIMITS ALLOWED.
- (d) THE CONICAL SURFACE OF THE HEAD SHALL BE CONCENTRIC WITH THE SHANK OF THE RIVET WITHIN .005 (.010 MM).
- (e) HEAD-COCKING ANGLE RELATIVE TO AXIS OF RIVET 1/2° MAX.
- (f) MAXIMUM HEAD DIAMETERS ARE TO THEORETICAL SHARP CORNERS AS MEASURED BY PROJECTION

REQUIREMENTS

1. MATERIAL: ALUMINUM 1100-F (A91100) AND ALUMINUM ALLOYS 2017-T4 (A92017), 2024-T4 (A92024), 2117-T4 (A92117), 2219-T81 (A92119), 2219-T62 (A92119), 5056-H32 (A95056), 7050-T73 (A97050) PER QQ-A-430 AND TITANIUM COLUMBIUM ALLOY 45Cb (R5B450) PER AMS 4982.
2. FOR PART NUMBERS OF RIVET LENGTH NOT LISTED SHOW 1/16 INCREMENT REQUIRED.
3. ADDITIONAL 1/32 LENGTH INCREMENTS MAY BE OBTAINED BY ADDING -5 AFTER THE LAST DIGIT OR LETTER IN PART NUMBER.
4. EXAMPLE OF PART NUMBER:

MS20426 AD 4 - 12 A -5 = ALUMINUM ALLOY 2117-T4 RIVET, 1/8 DIA, (3/4 + 1/32) LONG, ANODIZE CLEAR

INDICATES ADDITIONAL 1/32 INCH INCREMENT IN LENGTH

NO CODE INDICATES CHEMICAL SURFACE TREATMENT PER MIL-C-5541, CLASS 1A, GOLD/YELLOW.
 "A" INDICATES ANODIZE PER MIL-A-8625, TYPE II, CLASS 1, CLEAR
 "D" INDICATES ANODIZE PER MIL-A-8625, TYPE II, CLASS 1, DICROMATE SEAL
 "F" INDICATES OPTION OF ANY FINISH EXCEPT AS NOTED BELOW
 "S" INDICATED CHEMICAL SURFACE TREATMENT PER MIL-C-5541, CLASS 1A, CLEAR
 "M" INDICATES ANODIZE PER MIL-A-8625, TYPE II, CLASS 2

NOTE: FOR 1100 AL, CHEMICAL SURFACE TREATMENT PER MIL-C-5541, CLASS 1A, GOLD/YELLOW (NO CODE).
 FOR 2024 AL, ANODIZE PER MIL-A-8625, TYPE II, CLASS 1, DICROMATE SEAL OR CLEAR OR CLASS 2 WITH SPECIFIED COLOR (A, D OR N CODE).
 FOR 2017, 2117, 2219, 5056 AND 7050 AL, CHEMICAL FINISH SURFACE TREATMENT PER MIL-C-5541, CLASS 1A, CLEAR OR GOLD/YELLOW (CLEAR FILM SHALL BE USED ONLY WHEN AUTHORIZED) OR ANODIZE PER MIL-A-8625, TYPE II, CLASS 1 (CLEAR OR DICROMATE SEAL) OR CLASS 2.
 FOR TITANIUM COLUMBIUM, NO FINISH REQUIRED.

INDICATES LENGTH IN 1/16 OF AN INCH

INDICATES DIAMETER IN 1/32 OF AN INCH.

"A" INDICATES 1100-F ALUMINUM
 "AD" INDICATES 2117-T4 AL ALLOY
 "G" INDICATES 5056-H32 AL ALLOY
 "D" INDICATES 2017-T4 AL ALLOY } INACTIVE FOR NEW DESIGN
 "DD" INDICATES 2024-T4 AL ALLOY
 "K" INDICATES 2219-T81 AL ALLOY
 "E" INDICATES 7050-T73 AL ALLOY
 "P" INDICATES TITANIUM COLUMBIUM ALLOY 45Cb
 "J" INDICATES 2219-T62 AL ALLOY

BASIC MS NUMBER

5. OUTER DIAMETER OF INDENTED RING (7050 RIVETS) SHALL BE A MAXIMUM OF 75% OF RIVET SHANK DIAMETER. THE MAXIMUM DEPTH OF THE RING SHALL BE 010 INCH. INDENTED RING IS REQUIRED ON 7050 RIVETS MANUFACTURED AFTER 2 JULY 1990.
6. MANUFACTURER'S IDENTIFICATION IS REQUIRED TO DEPRESSSED ON RIVET HEADS WITH A SHANK DIAMETER 125 INCH AND LARGER MANUFACTURED AFTER 2 JULY 1990.
7. ALUMINUM ALLOY 2017-T4 RIVETS WITH 33ksi MIN UNDRIVEN SHEAR STRENGTHS ARE ACCEPTABLE UNTIL 2 JULY 1990.

NOTES:

1. DIMENSIONS ARE IN INCHES UNLESS OTHERWISE SPECIFIED. TOLERANCES DECIMALS ±.010
2. INTERCHANGEABILITY RELATION WITH AN426 RIVETS: MS20426 RIVETS OF LIKE DASH NUMBERS ARE UNIVERSALLY, FUNCTIONALLY, AND DIMENSIONABLY INTERCHANGEABLE
3. IN THE EVENT OF A CONFLICT BETWEEN THE TEXT OF THIS STANDARD AND THE REFERENCES CITED HEREIN, THE TEXT OF THIS STANDARD SHALL TAKE PRIORITY
4. REFERENCED GOVERNMENT (OR NON-GOVERNMENT) DOCUMENTS OF THE ISSUE LISTED IN THAT ISSUE OF THE DEPARTMENT OF DEFENSE INDEX OF SPECIFICATIONS AND STANDARDS (DODISS) SPECIFIED IN THE SOLICITATION FORM A PART OF THIS STANDARD TO THE EXTENT SPECIFIED HEREIN

PREPARING ACTIVITY NAVY-AS	MILITARY SPECIFICATION SHEET	SPECIFICATION SHEET NUMBER
CUSTODIANS ARMY-AR NAVY -		14 SEP 93
AIR FORCE 99 DIA-		REV L
REVIEW AV. CL. IS. ML. MI. OS. 82		
USER MC		
PROJECT NUMBER 5520-0805		
DISTRIBUTION STATEMENT		
A. Approved for public release, distribution is unlimited		Page 2 of 5

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 04 Rev. 00 – ottobre 2019

Allegato 1

Form Approved
OMB No 0704-0156

ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-T81 INACTIVE	TITANIUM 45Cb	ALUMINUM 2219-T62	LENGTH
DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	

1/16 NOM DIA.

A2-2	AD2-2	B2-2	D2-2	DD2-2	E2-2	K2-2	T2-2	J2-2	.125
A2-3	AD2-3	B2-3	D2-3	DD2-3	E2-3	K2-3	T2-3	J2-3	.1875
A2-4	AD2-4	B2-4	D2-4	DD2-4	E2-4	K2-4	T2-4	J2-4	.250
A2-5	AD2-5	B2-5	D2-5	DD2-5	E2-5	K2-5	T2-5	J2-5	.3125
A2-6	AD2-6	B2-6	D2-6	DD2-6	E2-6	K2-6	T2-6	J2-6	.375
A2-7	AD2-7	B2-7	D2-7	DD2-7	E2-7	K2-7	T2-7	J2-7	.4375
A2-8	AD2-8	B2-8	D2-8	DD2-8	E2-8	K2-8	T2-8	J2-8	.50
A2-9	AD2-9	B2-9	D2-9	DD2-9	E2-9	K2-9	T2-9	J2-9	.5625
A2-10	AD2-10	B2-10	D2-10	DD2-10	E2-10	K2-10	T2-10	J2-10	.625

ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-T81 INACTIVE	TITANIUM 45Cb	ALUMINUM 2219-T62	LENGTH
DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	

3/32 NOM DIA

A3-2	AD3-2	B3-2	D3-2	DD3-2	E3-2	K3-2	T3-2	J3-2	.125
A3-3	AD3-3	B3-3	D3-3	DD3-3	E3-3	K3-3	T3-3	J3-3	.1875
A3-4	AD3-4	B3-4	D3-4	DD3-4	E3-4	K3-4	T3-4	J3-4	.250
A3-5	AD3-5	B3-5	D3-5	DD3-5	E3-5	K3-5	T3-5	J3-5	.3125
A3-6	AD3-6	B3-6	D3-6	DD3-6	E3-6	K3-6	T3-6	J3-6	.375
A3-7	AD3-7	B3-7	D3-7	DD3-7	E3-7	K3-7	T3-7	J3-7	.4375
A3-8	AD3-8	B3-8	D3-8	DD3-8	E3-8	K3-8	T3-8	J3-8	.50
A3-9	AD3-9	B3-9	D3-9	DD3-9	E3-9	K3-9	T3-9	J3-9	.5625
A3-10	AD3-10	B3-10	D3-10	DD3-10	E3-10	K3-10	T3-10	J3-10	.625
A3-12	AD3-12	B3-12	D3-12	DD3-12	E3-12	K3-12	T3-12	J3-12	.750
A3-14	AD3-14	B3-14	D3-14	DD3-14	E3-14	K3-14	T3-14	J3-14	.875
A3-16	AD3-16	B3-16	D3-16	DD3-16	E3-16	K3-16	T3-16	J3-16	1.000
A3-20	AD3-20	B3-20	D3-20	DD3-20	E3-20	K3-20	T3-20	J3-20	1.250
	AD3-32								2.000

ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-T81 INACTIVE	TITANIUM 45Cb	ALUMINUM 2219-T62	LENGTH
DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	

1/8 NOM DIA

A4-3	AD4-3	B4-3	D4-3	DD4-3	E4-3	K4-3	T4-3	J4-3	.1875
A4-4	AD4-4	B4-4	D4-4	DD4-4	E4-4	K4-4	T4-4	J4-4	.250
A4-5	AD4-5	B4-5	D4-5	DD4-5	E4-5	K4-5	T4-5	J4-5	.3125
A4-6	AD4-6	B4-6	D4-6	DD4-6	E4-6	K4-6	T4-6	J4-6	.375
A4-7	AD4-7	B4-7	D4-7	DD4-7	E4-7	K4-7	T4-7	J4-7	.4375
A4-8	AD4-8	B4-8	D4-8	DD4-8	E4-8	K4-8	T4-8	J4-8	.500
A4-9	AD4-9	B4-9	D4-9	DD4-9	E4-9	K4-9	T4-9	J4-9	.5625
A4-10	AD4-10	B4-10	D4-10	DD4-10	E4-10	K4-10	T4-10	J4-10	.625
A4-12	AD4-12	B4-12	D4-12	DD4-12	E4-12	K4-12	T4-12	J4-12	.750
A4-13	AD4-13	B4-13	D4-13	DD4-13	E4-13	K4-13	T4-13	J4-13	.8125
A4-14	AD4-14	B4-14	D4-14	DD4-14	E4-14	K4-14	T4-14	J4-14	.875
A4-16	AD4-16	B4-16	D4-16	DD4-16	E4-16	K4-16	T4-16	J4-16	1.000
A4-18	AD4-18	B4-18	D4-18	DD4-18	E4-18	K4-18	T4-18	J4-18	1.125
A4-20	AD4-20	B4-20	D4-20	DD4-20	E4-20	K4-20	T4-20	J4-20	1.250
A4-22	AD4-22	B4-22	D4-22	DD4-22	E4-22	K4-22	T4-22	J4-22	1.375
A4-24	AD4-24	B4-24	D4-24	DD4-24	E4-24	K4-24	T4-24	J4-24	1.500
A4-28	AD4-28	B4-28	D4-28	DD4-28	E4-28	K4-28	T4-28	J4-28	1.750

PREPARED ACTIVITY NAVY-AS

CUSTODIANS ARMY-AR

AIR FORCE AF

REVIEW AV, CL, IS, ME, MI, OS, 82

USER MC

PROJECT NUMBER 5320-0805

DISTRIBUTION STATEMENT

MILITARY SPECIFICATION SHEET

TITLE

RIVET, SOLID, COUNTERSUNK 100°,
PRECISION HEAD, ALUMINUM AND TITANIUM
COLUMBIUM ALLOY

SPECIFICATION SHEET NUMBER

MS20426

14 SEP 93
REV L

SUPERSEDED BY

MS20426 K 28 JAN 91

AMSC - N/A FSC 5320

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 04 Rev. 00 – ottobre 2019

Allegato 1

										Form Approved OMB No. 0704-0188	
ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-T81 INACTIVE	TITANIUM 45 Cb	ALUMINUM 2219-T62	LENGTH		
DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.		
5/32 NOM DIA											
A5-4	AD5-4	B5-4	D5-4	DD5-4	E5-4	K5-4	T5-4	J5-4	.250		
A5-5	AD5-5	B5-5	D5-5	DD5-5	E5-5	K5-5	T5-5	J5-5	.3125		
A5-6	AD5-6	B5-6	D5-6	DD5-6	E5-6	K5-6	T5-6	J5-6	.375		
A5-7	AD5-7	B5-7	D5-7	DD5-7	E5-7	K5-7	T5-7	J5-7	.4375		
A5-8	AD5-8	B5-8	D5-8	DD5-8	E5-8	K5-8	T5-8	J5-8	.500		
A5-9	AD5-9	B5-9	D5-9	DD5-9	E5-9	K5-9	T5-9	J5-9	.5625		
A5-10	AD5-10	B5-10	D5-10	DD5-10	E5-10	K5-10	T5-10	J5-10	.625		
A5-11	AD5-11	---	---	---	---	---	---	---	.6875		
A5-12	AD5-12	B5-12	D5-12	DD5-12	E5-12	K5-12	T5-12	J5-12	.750		
A5-14	AD5-14	B5-14	D5-14	DD5-14	E5-14	K5-14	T5-14	J5-14	.875		
A5-16	AD5-16	B5-16	D5-16	DD5-16	E5-16	K5-16	T5-16	J5-16	1.00		
A5-18	AD5-18	B5-18	D5-18	DD5-18	E5-18	K5-18	T5-18	J5-18	1.125		
A5-20	AD5-20	B5-20	D5-20	DD5-20	E5-20	K5-20	T5-20	J5-20	1.250		
A5-22	AD5-22	B5-22	D5-22	DD5-22	E5-22	K5-22	T5-22	J5-22	1.375		
A5-24	AD5-24	B5-24	D5-24	DD5-24	E5-24	K5-24	T5-24	J5-24	1.500		
A5-28	AD5-28	B5-28	D5-28	DD5-28	E5-28	K5-28	T5-28	J5-28	1.750		
A5-32	AD5-32	B5-32	D5-32	DD5-32	E5-32	K5-32	T5-32	J5-32	2.00		
ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-T81 INACTIVE	TITANIUM 45 Cb	ALUMINUM 2219-T62	LENGTH		
DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.		
3/16 NOM DIA											
A6-5	AD6-5	B6-5	D6-5	DD6-5	E6-5	K6-5	T6-5	J6-5	.3125		
A6-6	AD6-6	B6-6	D6-6	DD6-6	E6-6	K6-6	T6-6	J6-6	.375		
A6-7	AD6-7	B6-7	D6-7	DD6-7	E6-7	K6-7	T6-7	J6-7	.4375		
A6-8	AD6-8	B6-8	D6-8	DD6-8	E6-8	K6-8	T6-8	J6-8	.500		
A6-9	AD6-9	B6-9	D6-9	DD6-9	E6-9	K6-9	T6-9	J6-9	.5625		
A6-10	AD6-10	B6-10	D6-10	DD6-10	E6-10	K6-10	T6-10	J6-10	.625		
A6-11									.6875		
A6-12	AD6-12	B6-12	D6-12	DD6-12	E6-12	K6-12	T6-12	J6-12	.750		
A6-14	AD6-14	B6-14	D6-14	DD6-14	E6-14	K6-14	T6-14	J6-14	.875		
A6-15	AD6-15	B6-15	D6-15	DD6-15	E6-15	K6-15	T6-15	J6-15	.9375		
A6-16	AD6-16	B6-16	D6-16	DD6-16	E6-16	K6-16	T6-16	J6-16	1.00		
A6-18	AD6-18	B6-18	D6-18	DD6-18	E6-18	K6-18	T6-18	J6-18	1.125		
A6-20	AD6-20	B6-20	D6-20	DD6-20	E6-20	K6-20	T6-20	J6-20	1.250		
A6-22	AD6-22	B6-22	D6-22	DD6-22	E6-22	K6-22	T6-22	J6-22	1.375		
A6-24	AD6-24	B6-24	D6-24	DD6-24	E6-24	K6-24	T6-24	J6-24	1.500		
A6-28	AD6-28	B6-28	D6-28	DD6-28	E6-28	K6-28	T6-28	J6-28	1.750		
A6-32	AD6-32	B6-32	D6-32	DD6-32	E6-32	K6-32	T6-32	J6-32	2.00		
A6-40	AD6-40	B6-40	D6-40	DD6-40	E6-40	K6-40	T6-40	J6-40	2.500		
A6-48	AD6-48	B6-48	D6-48	DD6-48	E6-48	K6-48	T6-48	J6-48	3.00		
ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-T81 INACTIVE	TITANIUM 45 Cb	ALUMINUM 2219-T62	LENGTH		
DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.		
7/32 NOM DIA											
A7-5	AD7-5	B7-5	D7-5	DD7-5	E7-5	K7-5	T7-5	J7-5	.375		
A7-7	AD7-7	B7-7	D7-7	DD7-7	E7-7	K7-7	T7-7	J7-7	.4375		
A7-8	AD7-8	B7-8	D7-8	DD7-8	E7-8	K7-8	T7-8	J7-8	.500		
A7-9	AD7-9	B7-9	D7-9	DD7-9	E7-9	K7-9	T7-9	J7-9	.5625		
A7-10	AD7-10	B7-10	D7-10	DD7-10	E7-10	K7-10	T7-10	J7-10	.625		
A7-12	AD7-12	B7-12	D7-12	DD7-12	E7-12	K7-12	T7-12	J7-12	.750		
A7-14	AD7-14	B7-14	D7-14	DD7-14	E7-14	K7-14	T7-14	J7-14	.875		
A7-16	AD7-16	B7-16	D7-16	DD7-16	E7-16	K7-16	T7-16	J7-16	1.00		
A7-18	AD7-18	B7-18	D7-18	DD7-18	E7-18	K7-18	T7-18	J7-18	1.125		
A7-20	AD7-20	B7-20	D7-20	DD7-20	E7-20	K7-20	T7-20	J7-20	1.250		
A7-22	AD7-22	B7-22	D7-22	DD7-22	E7-22	K7-22	T7-22	J7-22	1.375		
A7-24	AD7-24	B7-24	D7-24	DD7-24	E7-24	K7-24	T7-24	J7-24	1.500		
A7-28	AD7-28	B7-28	D7-28	DD7-28	E7-28	K7-28	T7-28	J7-28	1.750		
A7-32	AD7-32	B7-32	D7-32	DD7-32	E7-32	K7-32	T7-32	J7-32	2.00		
A7-40	AD7-40	B7-40	D7-40	DD7-40	E7-40	K7-40	T7-40	J7-40	2.500		
A7-48	AD7-48	B7-48	D7-48	DD7-48	E7-48	K7-48	T7-48	J7-48	3.00		
PREPARING ACTIVITY:NAVY-AS											
CUSTODIANS: ARMY-AR	NAVY-										
AIR FORCE-BB	DLA-										
REVIEW: AV. GL. IS. ME. MI. OS. 82											
USER: MC											
PROJECT NUMBER: 5320-0805											
MILITARY SPECIFICATION SHEET											
TITLE											
RIVET, SOLID, COUNTERSUNK 10°, PRECISION HEAD, ALUMINUM AND TITANIUM COLUMBIUM ALLOY											
SPECIFICATION SHEET NUMBER											
MS20426											
14 SEP 93											
REV L											
SUPERSEDEDING											
MS20426 K											
28 JAN 91											
AMSC - N/A											
FSC 5320											
DISTRIBUTION STATEMENT											
A. Approved for public release; distribution is unlimited.											
Page 4 of 5											

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 04 Rev. 00 – ottobre 2019

Allegato 1

										Form Approved OMB No. 0704-0185
ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-T81 INACTIVE	TITANIUM 45Cb	ALUMINUM 2219-T62	LENGTH	
DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.		
1/4 NOM DIA.										
A8-6	AD8-6	B8-6	D8-6	DD8-6	EB-6	K8-6	TB-6	JB-6	.375	
A8-7	AD8-7	B8-7	D8-7	DD8-7	EB-7	K8-7	TB-7	JB-7	.4375	
A8-8	AD8-8	B8-8	D8-8	DD8-8	EB-8	K8-8	TB-8	JB-8	.500	
A8-9	AD8-9	B8-9	D8-9	DD8-9	EB-9	K8-9	TB-9	JB-9	.5625	
A8-10	AD8-10	B8-10	D8-10	DD8-10	EB-10	K8-10	TB-10	JB-10	.625	
A8-12	AD8-12	B8-12	D8-12	DD8-12	EB-12	K8-12	TB-12	JB-12	.750	
A8-14	AD8-14	B8-14	D8-14	DD8-14	EB-14	K8-14	TB-14	JB-14	.875	
A8-16	AD8-16	B8-16	D8-16	DD8-16	EB-16	K8-16	TB-16	JB-16	1.00	
A8-18	AD8-18	B8-18	D8-18	DD8-18	EB-18	K8-18	TB-18	JB-18	1.125	
A8-20	AD8-20	B8-20	D8-20	DD8-20	EB-20	K8-20	TB-20	JB-20	1.250	
A8-22	AD8-22	B8-22	D8-22	DD8-22	EB-22	K8-22	TB-22	JB-22	1.375	
A8-24	AD8-24	B8-24	D8-24	DD8-24	EB-24	K8-24	TB-24	JB-24	1.500	
A8-28	AD8-28	B8-28	D8-28	DD8-28	EB-28	K8-28	TB-28	JB-28	1.750	
A8-32	AD8-32	B8-32	D8-32	DD8-32	EB-32	K8-32	TB-32	JB-32	2.00	
	AD8-34								2.125	
A8-40	AD8-40	B8-40	D8-40	DD8-40	EB-40	K8-40	TB-40	JB-40	2.500	
A8-48	AD8-48	B8-48	D8-48	DD8-48	EB-48	K8-48	TB-48	JB-48	3.00	
ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-T81 INACTIVE	TITANIUM 45Cb	ALUMINUM 2219-T62	LENGTH	
DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.		
5/16 NOM DIA.										
A10-7	AD10-7	B10-7	D10-7	DD10-7	E10-7	K10-7	T10-7	J10-7	.4375	
A10-8	AD10-8	B10-8	D10-8	DD10-8	E10-8	K10-8	T10-8	J10-8	.500	
A10-9	AD10-9	B10-9	D10-9	DD10-9	E10-9	K10-9	T10-9	J10-9	.5625	
A10-10	AD10-10	B10-10	D10-10	DD10-10	E10-10	K10-10	T10-10	J10-10	.625	
A10-12	AD10-12	B10-12	D10-12	DD10-12	E10-12	K10-12	T10-12	J10-12	.750	
A10-14	AD10-14	B10-14	D10-14	DD10-14	E10-14	K10-14	T10-14	J10-14	.875	
A10-16	AD10-16	B10-16	D10-16	DD10-16	E10-16	K10-16	T10-16	J10-16	1.00	
A10-18	AD10-18	B10-18	D10-18	DD10-18	E10-18	K10-18	T10-18	J10-18	1.125	
A10-20	AD10-20	B10-20	D10-20	DD10-20	E10-20	K10-20	T10-20	J10-20	1.250	
A10-22	AD10-22	B10-22	D10-22	DD10-22	E10-22	K10-22	T10-22	J10-22	1.375	
A10-24	AD10-24	B10-24	D10-24	DD10-24	E10-24	K10-24	T10-24	J10-24	1.500	
A10-28	AD10-28	B10-28	D10-28	DD10-28	E10-28	K10-28	T10-28	J10-28	1.750	
A10-32	AD10-32	B10-32	D10-32	DD10-32	E10-32	K10-32	T10-32	J10-32	2.00	
A10-40	AD10-40	B10-40	D10-40	DD10-40	E10-40	K10-40	T10-40	J10-40	2.500	
A10-48	AD10-48	B10-48	D10-48	DD10-48	E10-48	K10-48	T10-48	J10-48	3.00	
ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-T81 INACTIVE	TITANIUM 45Cb	ALUMINUM 2219-T62	LENGTH	
DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.	DASH NO.		
3/16 NOM DIA.										
A12-8	AD12-8	B12-8	D12-8	DD12-8	E12-8	K12-8	T12-8	J12-8	.500	
A12-9	AD12-9	B12-9	D12-9	DD12-9	E12-9	K12-9	T12-9	J12-9	.5625	
A12-10	AD12-10	B12-10	D12-10	DD12-10	E12-10	K12-10	T12-10	J12-10	.625	
A12-12	AD12-12	B12-12	D12-12	DD12-12	E12-12	K12-12	T12-12	J12-12	.750	
A12-14	AD12-14	B12-14	D12-14	DD12-14	E12-14	K12-14	T12-14	J12-14	.875	
A12-16	AD12-16	B12-16	D12-16	DD12-16	E12-16	K12-16	T12-16	J12-16	1.00	
A12-18	AD12-18	B12-18	D12-18	DD12-18	E12-18	K12-18	T12-18	J12-18	1.125	
A12-20	AD12-20	B12-20	D12-20	DD12-20	E12-20	K12-20	T12-20	J12-20	1.250	
A12-22	AD12-22	B12-22	D12-22	DD12-22	E12-22	K12-22	T12-22	J12-22	1.375	
A12-24	AD12-24	B12-24	D12-24	DD12-24	E12-24	K12-24	T12-24	J12-24	1.500	
A12-28	AD12-28	B12-28	D12-28	DD12-28	E12-28	K12-28	T12-28	J12-28	1.750	
A12-32	AD12-32	B12-32	D12-32	DD12-32	E12-32	K12-32	T12-32	J12-32	2.00	
A12-40	AD12-40	B12-40	D12-40	DD12-40	E12-40	K12-40	T12-40	J12-40	2.500	
A12-48	AD12-48	B12-48	D12-48	DD12-48	E12-48	K12-48	T12-48	J12-48	3.00	
SPECIFICATION SHEET NUMBER										
MS20426										
14 SEP 93 REV L										
TITLE										
RIVET, SOLID, COUNTERSUNK 100°, PRECISION HEAD, ALUMINUM AND TITANIUM COLUMBIUM ALLOY										
SUPERSEDED MS20426 K 28 JAN 91										
AMSC- N/A FSC 9320										
DISTRIBUTION STATEMENT										
A. Approved for public release; distribution is unlimited.										
Page <u>5</u> of <u>5</u>										

Allegato 1

RIBATTINI MS20470

MATERIAL IDENTIFICATION MARKS AND MANUFACTURER'S ID (SEE REQT 7) ON RIVET HEAD										Form Approved OMB No. 0704-0188	
<u>MATERIAL IDENTIFICATION MARKS</u>											
 1100(A) PLAIN			 5056(B) RAISED CROSS			 2117(AD) DIMPLED 020 MAX			 2024(DD) RAISED DOUBLE DASH (INACTIVE)		
 2017(D) RAISED TEAT (INACTIVE) (SEE REQT 9)			 7050(E) INDED RING (SEE REQT 7)			 2219-T81(K) INDED SQUARE (INACTIVE)			 2219-T62(J) INDED TRIANGLE		
 45Cb(T) INDED DIAMOND											
TABLE I. RIVET DIMENSIONS.											
NOM. DIA	#D	#A	B	C	E	F	R	S	T RAD		
1/16	062	125 ± .006	.094	.027	.031	.015	.054	.016	.019		
3/32	094	187 ± .009	.141	.040	.046	.023	.082	.023	.029		
1/8	125	250 ± .012	.188	.054	.062	.031	.108	.031	.039		
5/32	156+ 003	.312 ± .016	.234	.067	.078	.039	.135	.039	.049		
3/16	187 - .001	375 ± .019	.281	.080	.093	.046	.164	.047	.059		
7/32	219	437 ± .022	.328	.093	.109	.054	.193	.054	.069		
1/4	250	500 ± .025	.375	.107	.125	.082	.217	.082	.078		
5/16	312	625 ± .031	.469	.133	.156	.078	.272	.078	.098		
3/8	375	750 ± .037	.562	.181	.187	.093	.328	.094	.117		
1/ TOLERANCE CHANGE APPLIES TO RIVETS MANUFACTURED AFTER 2 JULY 1990											
(H) DENOTES CHANGE(S)										INCH-POUND	
PREPARING ACTIVITY NAVY-AS CUSTODIANS ARMY-AR AIR FORCE-99 REVIEW-AV, GL, IS, ME, MI, OS, 82 USER MC PROJECT NUMBER 5320-0806 DISTRIBUTION STATEMENT				<u>MILITARY SPECIFICATION SHEET</u> TITLE RIVET, SOLID UNIVERSAL HEAD, ALUMINUM ALLOY AND TITANIUM COLUMBIUM ALLOY				SPECIFICATION SHEET NUMBER MS20470 14 SEP 93 REV H			
								SUPERSEDING MS20470 C 28 JAN 91			
								AMSC- N/A FSC 5320			
A. Approved for public release distribution is unlimited										Page <u>1</u> of <u>5</u>	

Allegato 1

		Form Approved OMB No. 0704-0188	
REQUIREMENTS.			
<p>1 RIVETS MAY BE FURNISHED WITH PLAIN ENDS, OR ENDS CHAMFERED UP TO 20° TO THE "S" DIMENSION OR MAY HAVE A RADIUS TO THE "T" DIMENSION</p> <p>2 MATERIAL ALUMINUM 1100-F (A91100) AND ALUMINUM ALLOYS 2017-T4 (A92017) 2024-T4 (A92024) 2117-T4 (A92117) 2219-T81 (A92119) 2219-T62 (A92119) 5056-H32 (A95056) 7050-T73 (A97050) PER QQ-A-430 AND TITANIUM COLUMBIUM ALLOY 45Cb (R5B450) PER AMS 4982</p> <p>3 FOR PART NUMBERS OF RIVET LENGTH NOT LISTED SHOW 1/16 INCREMENT REQUIRED</p> <p>4 ADDITIONAL 1/32 LENGTH INCREMENTS MAY BE OBTAINED BY ADDING -5 AFTER THE LAST DIGIT OR LETTER IN PART NUMBER</p> <p>5 EXAMPLE OF PART NUMBER.</p>			
<u>MS20470 AD 4 - 12 A -5</u> = ALUMINUM ALLOY 2117-T4 RIVET, 1/8 DIA, (3/4 + 1/32) LONG ANODIZE CLEAR			
INDICATES ADDITIONAL 1/32 INCH INCREMENT IN LENGTH			
<ul style="list-style-type: none"> <input type="checkbox"/> NO CODE INDICATES CHEMICAL SURFACE TREATMENT PER MIL-C-5541 CLASS 1A. GOLD/YELLOW <input checked="" type="checkbox"/> "A" INDICATES ANODIZE PER MIL-A-8625 TYPE II CLASS 1, CLEAR <input type="checkbox"/> "D" INDICATES ANODIZE PER MIL-A-8625 TYPE II CLASS 1, DICHROMATE SEAL <input type="checkbox"/> "F" INDICATES OPTION OF ANY FINISH EXCEPT AS NOTED BELOW <input type="checkbox"/> "S" INDICATES CHEMICAL SURFACE TREATMENT PER MIL-C-5541 CLASS 1A. CLEAR <input type="checkbox"/> "N" INDICATES ANODIZE PER MIL-A-8625 TYPE II CLASS 2 			
NOTE FOR 1100 AL CHEMICAL SURFACE TREATMENT PER MIL-C-5541 CLASS 1A. GOLD/YELLOW (NO CODE)			
FOR 2024 AL ANODIZE PER MIL-A-8625 TYPE II CLASS 1 DICHROMATE SEAL OR CLEAR OR CLASS 2 WITH SPECIFIED COLOR (A, D OR N CODE) FOR 2017 2117 2219 5056 AND 7050 AL CHEMICAL FINISH SURFACE TREATMENT PER MIL-C-5541, CLASS 1A, CLEAR OR GOLD/YELLOW (CLEAR FILM SHALL BE USED ONLY WHEN AUTHORIZED) OR ANODIZE PER MIL-A-8625 TYPE II CLASS 1 (CLEAR OR DICHROMATE SEAL) OR CLASS 2			
FOR TITANIUM COLUMBIUM NO FINISH REQUIRED			
INDICATES LENGTH IN 1/16 OF AN INCH			
INDICATES DIAMETER IN 1/32 OF AN INCH			
<ul style="list-style-type: none"> <input type="checkbox"/> "A" INDICATES 1100-F ALUMINUM <input type="checkbox"/> "AD" INDICATES 2117-T4 AL ALLOY <input type="checkbox"/> "B" INDICATES 5056-H32 AL ALLOY <input type="checkbox"/> "D" INDICATES 2017-T4 AL ALLOY <input type="checkbox"/> "D0" INDICATES 2024-T4 AL ALLOY } INACTIVE FOR NEW DESIGN <input type="checkbox"/> "K" INDICATES 2219-T81 AL ALLOY } <input type="checkbox"/> "E" INDICATES 7050-T73 AL ALLOY } <input type="checkbox"/> "T" INDICATES TITANIUM COLUMBIUM ALLOY 45Cb <input type="checkbox"/> "S" INDICATES 2219-T62 AL ALLOY } 			
BASIC MS NUMBER			
6 OUTER DIAMETER OF INDENTED RING (7050 RIVETS) SHALL BE A MAXIMUM OF 75% OF RIVET SHANK DIAMETER. THE MAXIMUM DEPTH OF THE RING SHALL BE 010 INCH. INDENTED RING IS REQUIRED ON 7050 RIVETS MANUFACTURED AFTER 2 JULY 1990			
7 MANUFACTURER'S IDENTIFICATION IS REQUIRED TO BE DEPRESSED ON RIVET HEADS WITH A SHANK DIAMETER 125 INCH AND LARGER MANUFACTURED AFTER 2 JULY 1990			
8 ALUMINUM ALLOY 2017-T4 RIVETS WITH 33ksi MIN UNDRIVEN SHEAR STRENGTH ARE ACCEPTABLE UNTIL 2 JULY 1990			
NOTES			
1 DIMENSIONS ARE IN INCHES UNLESS OTHERWISE SPECIFIED TOLERANCES DECIMALS \pm 010			
2 INTERCHANGEABILITY RELATION WITH AN470 RIVETS MS20470 RIVETS OF LIKE DASH NUMBERS ARE UNIVERSALLY, FUNCTIONALLY AND DIMENSIONABLY INTERCHANGEABLE.			
3 IN THE EVENT OF A CONFLICT BETWEEN THE TEXT OF THIS STANDARD AND THE REFERENCES CITED HEREIN, THE TEXT OF THIS STANDARD SHALL TAKE PRECEDENCE			
4 REFERENCED GOVERNMENT (OR NON-GOVERNMENT) DOCUMENTS OF THE ISSUE LISTED IN THAT ISSUE OF THE DEPARTMENT OF DEFENSE INDEX OF SPECIFICATIONS AND STANDARDS (DODISS) SPECIFIED IN THE SOLICITATION FORM A PART OF THIS STA TO THE EXTENT SPECIFIED HEREIN			
PREPARING ACTIVITY NAVY-AS CUSTODIANS ARMY-AR NAVY- AIR FORCE-99 DLA- REVIEW AV, GL, IS, ME, MI, OS, BZ USER MC PROJECT NUMBER 5320-0806		MILITARY SPECIFICATION SHEET TITLE RIVET, SOLID UNIVERSAL HEAD, ALUMINUM ALLOY AND TITANIUM COLUMBIUM ALLOY	
		SPECIFICATION SHEET NUMBER MS20470 14 SEP 93 REV H	
		SUPERSEDING MS20470 C 28 JAN 91	
		AMSC- N/A FSC 5320	
DISTRIBUTION STATEMENT A. Approved for public release distribution is unlimited.			
Page <u>2</u> of <u>5</u>			

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 04 Rev. 00 – ottobre 2019

Allegato 1

										Form Approved OMB No 0704-0188
ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-T81 INACTIVE	TITANIUM 45 Cb	ALUMINUM 2219-T62	LENGTH	
DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO		
1/16 NOM DIA.										
A2-3	AD2-3	B2-3	D2-3	DD2-3	E2-3	K2-3	T2-3	J2-3	168	
A2-4	AD2-4	B2-4	D2-4	DD2-4	E2-4	K2-4	T2-4	J2-4	250	
A2-5	AD2-5	B2-5	D2-5	DD2-5	E2-5	K2-5	T2-5	J2-5	312	
A2-6	AD2-6	B2-6	D2-6	DD2-6	E2-6	K2-6	T2-6	J2-6	375	
A2-7	AD2-7	B2-7	D2-7	DD2-7	E2-7	K2-7	T2-7	J2-7	438	
A2-8	AD2-8	B2-8	D2-8	DD2-8	E2-8	K2-8	T2-8	J2-8	500	
A2-9	AD2-9	B2-9	D2-9	DD2-9	E2-9	K2-9	T2-9	J2-9	562	
A2-10	AD2-10	B2-10	D2-10	DD2-10	E2-10	K2-10	T2-10	J2-10	625	
A2-12	AD2-12	B2-12	D2-12	DD2-12	E2-12	K2-12	T2-12	J2-12	750	
A2-14	AD2-14	B2-14	D2-14	DD2-14	E2-14	K2-14	T2-14	J2-14	875	
A2-16	AD2-16	B2-16	D2-16	DD2-16	E2-16	K2-16	T2-16	J2-16	1 000	
A2-18	AD2-18	B2-18	D2-18	DD2-18	E2-18	K2-18	T2-18	J2-18	1 125	
A2-20	AD2-20	B2-20	D2-20	DD2-20	E2-20	K2-20	T2-20	J2-20	1 250	
ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-T81 INACTIVE	TITANIUM 45 Cb	ALUMINUM 2219-T62	LENGTH	
DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO		
3/32 NOM DIA.										
A3-3	AD3-3	B3-3	D3-3	DD3-3	E3-3	K3-3	T3-3	J3-3	168	
A3-4	AD3-4	B3-4	D3-4	DD3-4	E3-4	K3-4	T3-4	J3-4	250	
A3-5	AD3-5	B3-5	D3-5	DD3-5	E3-5	K3-5	T3-5	J3-5	312	
A3-6	AD3-6	B3-6	D3-6	DD3-6	E3-6	K3-6	T3-6	J3-6	375	
A3-7	AD3-7	B3-7	D3-7	DD3-7	E3-7	K3-7	T3-7	J3-7	438	
A3-8	AD3-8	B3-8	D3-8	DD3-8	E3-8	K3-8	T3-8	J3-8	500	
A3-9	AD3-9	B3-9	D3-9	DD3-9	E3-9	K3-9	T3-9	J3-9	562	
A3-10	AD3-10	B3-10	D3-10	DD3-10	E3-10	K3-10	T3-10	J3-10	625	
A3-12	AD3-12	B3-12	D3-12	DD3-12	E3-12	K3-12	T3-12	J3-12	750	
A3-14	AD3-14	B3-14	D3-14	DD3-14	E3-14	K3-14	T3-14	J3-14	875	
A3-16	AD3-16	B3-16	D3-16	DD3-16	E3-16	K3-16	T3-16	J3-16	1 000	
A3-18	AD3-18	B3-18	D3-18	DD3-18	E3-18	K3-18	T3-18	J3-18	1 125	
A3-20	AD3-20	B3-20	D3-20	DD3-20	E3-20	K3-20	T3-20	J3-20	1 250	
A3-22	AD3-22	B3-22	D3-22	DD3-22	E3-22	K3-22	T3-22	J3-22	1 375	
ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-T81 INACTIVE	TITANIUM 45 Cb	ALUMINUM 2219-T62	LENGTH	
DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO		
1/8 NOM DIA.										
A4-3	AD4-3	B4-3	D4-3	DD4-3	E4-3	K4-3	T4-3	J4-3	168	
	AD4-3-5	B4-3-5				K4-3-5	T4-3-5	J4-3-5	218	
A4-4	AD4-4	B4-4	D4-4	DD4-4	E4-4	K4-4	T4-4	J4-4	250	
	AD4-4-5	B4-4-5				K4-4-5	T4-4-5	J4-4-5	281	
A4-5	AD4-5	B4-5	D4-5	DD4-5	E4-5	K4-5	T4-5	J4-5	312	
A4-6	AD4-6	B4-6	D4-6	DD4-6	E4-6	K4-6	T4-6	J4-6	375	
A4-7	AD4-7	B4-7	D4-7	DD4-7	E4-7	K4-7	T4-7	J4-7	438	
A4-8	AD4-8	B4-8	D4-8	DD4-8	E4-8	K4-8	T4-8	J4-8	500	
A4-9	AD4-9	B4-9	D4-9	DD4-9	E4-9	K4-9	T4-9	J4-9	562	
A4-10	AD4-10	B4-10	D4-10	DD4-10	E4-10	K4-10	T4-10	J4-10	625	
	AD4-11	B4-11				K4-11	T4-11	J4-11	687	
A4-12	AD4-12	B4-12	D4-12	DD4-12	E4-12	K4-12	T4-12	J4-12	750	
A4-14	AD4-14	B4-14	D4-14	DD4-14	E4-14	K4-14	T4-14	J4-14	875	
A4-16	AD4-16	B4-16	D4-16	DD4-16	E4-16	K4-16	T4-16	J4-16	1 000	
A4-18	AD4-18	B4-18	D4-18	DD4-18	E4-18	K4-18	T4-18	J4-18	1 125	
A4-20	AD4-20	B4-20	D4-20	DD4-20	E4-20	K4-20	T4-20	J4-20	1 250	
A4-22	AD4-22	B4-22	D4-22	DD4-22	E4-22	K4-22	T4-22	J4-22	1 375	
A4-24	AD4-24	B4-24	D4-24	DD4-24	E4-24	K4-24	T4-24	J4-24	1 500	
PREPARING ACTIVITY NAVY-AS CUSTODIANS ARMY-AR AIR FORCE-99 REVIEW AV, GL, IS, ME, MI, OS, S2 USER MC PROJECT NUMBER 5320-0806	MILITARY SPECIFICATION SHEET TITLE RIVET, SOLID UNIVERSAL HEAD ALUMINUM ALLOY AND TITANIUM COLUMBIUM ALLOY	SPECIFICATION SHEET NUMBER MS20470 SUPERSEDING MS20470 G AMSC - N/A FSC 5320			14 SEP 93 REV H 28 JAN 91 Page <u>3</u> of <u>3</u>					
DISTRIBUTION STATEMENT A. Approved for public release distribution is unlimited										

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 04 Rev. 00 – ottobre 2019

Allegato 1

										Form Approved OMB No 0704-0188							
ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-T81 INACTIVE	ALUMINUM 2219-T62	TITANIUM 45 Cb	LENGTH								
DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO									
3/32 NOM DIA																	
A5-4	AD5-4	B5-4	D5-4	D05-4	E5-4	K5-4	J5-4	T5-4	.250								
A5-5	AD5-5	B5-5	D5-5	D05-5	E5-5	K5-5	J5-5	T5-5	.312								
A5-6	AD5-6	B5-6	D5-6	D05-6	E5-6	K5-6	J5-6	T5-6	.375								
A5-7	AD5-7	B5-7	D5-7	D05-7	E5-7	K5-7	J5-7	T5-7	.438								
A5-8	AD5-8	B5-8	D5-8	D05-8	E5-8	K5-8	J5-8	T5-8	.500								
A5-9	AD5-9	B5-9	D5-9	D05-9	E5-9	K5-9	J5-9	T5-9	.562								
A5-10	AD5-10	B5-10	D5-10	D05-10	E5-10	K5-10	J5-10	T5-10	.625								
	AD5-11					K5-11	J5-11		.687								
A5-12	AD5-12	B5-12	D5-12	D05-12	E5-12	K5-12	J5-12	T5-12	.750								
A5-14	AD5-14	B5-14	D5-14	D05-14	E5-14	K5-14	J5-14	T5-14	.875								
A5-16	AD5-16	B5-16	D5-16	D05-16	E5-16	K5-16	J5-16	T5-16	1.000								
	AD5-17					K5-17			1.062								
A5-18	AD5-18	B5-18	D5-18	D05-18	E5-18	K5-18	J5-18	T5-18	1.125								
	AD5-19					K5-19	J5-19		1.187								
A5-20	AD5-20	B5-20	D5-20	D05-20	E5-20	K5-20	J5-20	T5-20	1.250								
A5-22	AD5-22	B5-22	D5-22	D05-22	E5-22	K5-22	J5-22	T5-22	1.375								
A5-24	AD5-24	B5-24	D5-24	D05-24	E5-24	K5-24	J5-24	T5-24	1.500								
A5-28	AD5-28	B5-28	D5-28	D05-28	E5-28	K5-28	J5-28	T5-28	1.750								
ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-T81 INACTIVE	ALUMINUM 2219-T62	TITANIUM 45 Cb	LENGTH								
DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO									
3/16 NOM DIA																	
	AD6-3									187							
A6-4	AD6-4	B6-4	D6-4	D06-4	E6-4	K6-4	J6-4	T6-4	.250								
A6-5	AD6-5	B6-5	D6-5	D06-5	E6-5	K6-5	J6-5	T6-5	.312								
A6-6	AD6-6	B6-6	D6-6	D06-6	E6-6	K6-6	J6-6	T6-6	.375								
A6-7	AD6-7	B6-7	D6-7	D06-7	E6-7	K6-7	J6-7	T6-7	.438								
A6-8	AD6-8	B6-8	D6-8	D06-8	E6-8	K6-8	J6-8	T6-8	.500								
A6-9	AD6-9	B6-9	D6-9	D06-9	E6-9	K6-9	J6-9	T6-9	.562								
A6-10	AD6-10	B6-10	D6-10	D06-10	E6-10	K6-10	J6-10	T6-10	.625								
	AD6-11				E6-11				.687								
A6-12	AD6-12	B6-12	D6-12	D06-12	E6-12	K6-12	J6-12	T6-12	.750								
	AD6-13								.812								
A6-14	AD6-14	B6-14	D6-14	D06-14	E6-14	K6-14	J6-14	T6-14	.875								
A6-16	AD6-16	B6-16	D6-16	D06-16	E6-16	K6-16	J6-16	T6-16	1.000								
A6-18	AD6-18	B6-18	D6-18	D06-18	E6-18	K6-18	J6-18	T6-18	1.125								
A6-20	AD6-20	B6-20	D6-20	D06-20	E6-20	K6-20	J6-20	T6-20	1.250								
A6-22	AD6-22	B6-22	D6-22	D06-22	E6-22	K6-22	J6-22	T6-22	1.375								
A6-24	AD6-24	B6-24	D6-24	D06-24	E6-24	K6-24	J6-24	T6-24	1.500								
A6-26	AD6-26	B6-26	D6-26	D06-26	E6-26	K6-26	J6-26	T6-26	1.750								
A6-32	AD6-32	B6-32	D6-32	D06-32	E6-32	K6-32	J6-32	T6-32	2.000								
	AD6-36								2.250								
A6-40	AD6-40	B6-40	D6-40	D06-40	E6-40	K6-40	J6-40	T6-40	2.500								
A6-48	AD6-48	B6-48	D6-48	D06-48	E6-48	K6-48	J6-48	T6-48	3.000								
ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-T81 INACTIVE	ALUMINUM 2219-T62	TITANIUM 45 Cb	LENGTH								
DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO									
7/32 NOM DIA																	
A7-6	AD7-6	B7-6	D7-6	D07-6	E7-6	K7-6	J7-6	T7-6	.375								
A7-7	AD7-7	B7-7	D7-7	D07-7	E7-7	K7-7	J7-7	T7-7	.438								
A7-8	AD7-8	B7-8	D7-8	D07-8	E7-8	K7-8	J7-8	T7-8	.500								
A7-9	AD7-9	B7-9	D7-9	D07-9	E7-9	K7-9	J7-9	T7-9	.562								
A7-10	AD7-10	B7-10	D7-10	D07-10	E7-10	K7-10	J7-10	T7-10	.625								
A7-12	AD7-12	B7-12	D7-12	D07-12	E7-12	K7-12	J7-12	T7-12	.750								
A7-14	AD7-14	B7-14	D7-14	D07-14	E7-14	K7-14	J7-14	T7-14	.875								
A7-16	AD7-16	B7-16	D7-16	D07-16	E7-16	K7-16	J7-16	T7-16	1.000								
A7-18	AD7-18	B7-18	D7-18	D07-18	E7-18	K7-18	J7-18	T7-18	1.125								
A7-20	AD7-20	B7-20	D7-20	D07-20	E7-20	K7-20	J7-20	T7-20	1.250								
A7-22	AD7-22	B7-22	D7-22	D07-22	E7-22	K7-22	J7-22	T7-22	1.375								
A7-24	AD7-24	B7-24	D7-24	D07-24	E7-24	K7-24	J7-24	T7-24	1.500								
A7-28	AD7-28	B7-28	D7-28	D07-28	E7-28	K7-28	J7-28	T7-28	1.750								
A7-32	AD7-32	B7-32	D7-32	D07-32	E7-32	K7-32	J7-32	T7-32	2.000								
A7-40	AD7-40	B7-40	D7-40	D07-40	E7-40	K7-40	J7-40	T7-40	2.500								
A7-48	AD7-48	B7-48	D7-48	D07-48	E7-48	K7-48	J7-48	T7-48	3.000								
A7-56	AD7-56	B7-56	D7-56	D07-56	E7-56	K7-56	J7-56	T7-56	3.500								
7/32 NOM DIA																	
PREPARING ACTIVITY NAVY-AS CUSTODIANS ARMY-AR AIR FORCE-99 REVIEW AV, GL, IS, ME, MI, OS, 82 USER MC PROJECT NUMBER 5320-0808				MILITARY SPECIFICATION SHEET TITLE RIVET, SOLID UNIVERSAL HEAD, ALUMINUM ALLOY AND TITANIUM COLUMBIUM ALLOY				SPECIFICATION SHEET NUMBER MS20470 SUPERSEDED MS20470 G AMSC- N/A									
								14 SEP 93 REV H 26 JAN 91 FSC 5320									
DISTRIBUTION STATEMENT A. Approved for public release distribution is unlimited																	
Page <u>4</u> of <u>5</u>																	

Allegato 1

										Form Approved OMB No 0704-0188						
ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-TB1 INACTIVE	ALUMINUM 2219-T62	TITANIUM 45Cb	LENGTH							
DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO							
1/4 NOM DIA.																
A8-6	AD8-6	B8-6	D8-6	DD8-6	E8-6	K8-6	J8-6	T8-6	.375							
A8-7	AD8-7	B8-7	D8-7	DD8-7	E8-7	K8-7	J8-7	T8-7	.438							
A8-8	AD8-8	B8-8	D8-8	DD8-8	E8-8	K8-8	J8-8	T8-8	.500							
A8-9	AD8-9	B8-9	D8-9	DD8-9	E8-9	K8-9	J8-9	T8-9	.562							
A8-10	AD8-10	B8-10	D8-10	DD8-10	E8-10	K8-10	J8-10	T8-10	.625							
A8-12	AD8-12	B8-12	D8-12	DD8-12	E8-12	K8-12	J8-12	T8-12	.750							
A8-14	AD8-14	B8-14	D8-14	DD8-14	E8-14	K8-14	J8-14	T8-14	.875							
A8-16	AD8-16	B8-16	D8-16	DD8-16	E8-16	K8-16	J8-16	T8-16	1.000							
A8-18	AD8-18	B8-18	D8-18	DD8-18	E8-18	K8-18	J8-18	T8-18	1.125							
A8-20	AD8-20	B8-20	D8-20	DD8-20	E8-20	K8-20	J8-20	T8-20	1.250							
A8-22	AD8-22	B8-22	D8-22	DD8-22	E8-22	K8-22	J8-22	T8-22	1.375							
A8-24	AD8-24	B8-24	D8-24	DD8-24	E8-24	K8-24	J8-24	T8-24	1.500							
A8-28	AD8-28	B8-28	D8-28	DD8-28	E8-28	K8-28	J8-28	T8-28	1.750							
A8-32	AD8-32	B8-32	D8-32	DD8-32	E8-32	K8-32	J8-32	T8-32	2.000							
A8-40	AD8-40	B8-40	D8-40	DD8-40	E8-40	K8-40	J8-40	T8-40	2.500							
A8-48	AD8-48	B8-48	D8-48	DD8-48	E8-48	K8-48	J8-48	T8-48	3.000							
A8-56	AD8-56	B8-56	D8-56	DD8-56	E8-56	K8-56	J8-56	T8-56	3.500							
ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-TB1 INACTIVE	ALUMINUM 2219-T62	TITANIUM 45Cb	LENGTH							
DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO							
5/16 NOM DIA.																
A10-8	AD10-8	B10-8	D10-8	DD10-8	E10-8	K10-8	J10-8	T10-8	.500							
A10-9	AD10-9	B10-9	D10-9	DD10-9	E10-9	K10-9	J10-9	T10-9	.562							
A10-10	AD10-10	B10-10	D10-10	DD10-10	E10-10	K10-10	J10-10	T10-10	.625							
A10-12	AD10-12	B10-12	D10-12	DD10-12	E10-12	K10-12	J10-12	T10-12	.750							
A10-14	AD10-14	B10-14	D10-14	DD10-14	E10-14	K10-14	J10-14	T10-14	.875							
A10-16	AD10-16	B10-16	D10-16	DD10-16	E10-16	K10-16	J10-16	T10-16	1.000							
A10-18	AD10-18	B10-18	D10-18	DD10-18	E10-18	K10-18	J10-18	T10-18	1.125							
A10-20	AD10-20	B10-20	D10-20	DD10-20	E10-20	K10-20	J10-20	T10-20	1.250							
A10-22	AD10-22	B10-22	D10-22	DD10-22	E10-22	K10-22	J10-22	T10-22	1.375							
A10-24	AD10-24	B10-24	D10-24	DD10-24	E10-24	K10-24	J10-24	T10-24	1.500							
A10-28	AD10-28	B10-28	D10-28	DD10-28	E10-28	K10-28	J10-28	T10-28	1.750							
A10-32	AD10-32	B10-32	D10-32	DD10-32	E10-32	K10-32	J10-32	T10-32	2.000							
A10-40	AD10-40	B10-40	D10-40	DD10-40	E10-40	K10-40	J10-40	T10-40	2.500							
A10-48	AD10-48	B10-48	D10-48	DD10-48	E10-48	K10-48	J10-48	T10-48	3.000							
A10-56	AD10-56	B10-56	D10-56	DD10-56	E10-56	K10-56	J10-56	T10-56	3.500							
A10-64	AD10-64	B10-64	D10-64	DD10-64	E10-64	K10-64	J10-64	T10-64	4.000							
ALUMINUM 1100-F	ALUMINUM 2117-T4	ALUMINUM 5056-H32	ALUMINUM 2017-T4 INACTIVE	ALUMINUM 2024-T4 INACTIVE	ALUMINUM 7050-T73	ALUMINUM 2219-TB1 INACTIVE	ALUMINUM 2219-T62	TITANIUM 45Cb	LENGTH							
DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO	DASH NO							
3/16 NOM DIA.																
A12-10	AD12-10	B12-10	D12-10	DD12-10	E12-10	K12-10	J12-10	T12-10	.625							
A12-12	AD12-12	B12-12	D12-12	DD12-12	E12-12	K12-12	J12-12	T12-12	.750							
A12-14	AD12-14	B12-14	D12-14	DD12-14	E12-14	K12-14	J12-14	T12-14	.875							
A12-16	AD12-16	B12-16	D12-16	DD12-16	E12-16	K12-16	J12-16	T12-16	1.000							
A12-18	AD12-18	B12-18	D12-18	DD12-18	E12-18	K12-18	J12-18	T12-18	1.125							
A12-20	AD12-20	B12-20	D12-20	DD12-20	E12-20	K12-20	J12-20	T12-20	1.250							
A12-22	AD12-22	B12-22	D12-22	DD12-22	E12-22	K12-22	J12-22	T12-22	1.375							
A12-24	AD12-24	B12-24	D12-24	DD12-24	E12-24	K12-24	J12-24	T12-24	1.500							
A12-28	AD12-28	B12-28	D12-28	DD12-28	E12-28	K12-28	J12-28	T12-28	1.750							
A12-32	AD12-32	B12-32	D12-32	DD12-32	E12-32	K12-32	J12-32	T12-32	2.000							
A12-40	AD12-40	B12-40	D12-40	DD12-40	E12-40	K12-40	J12-40	T12-40	2.500							
A12-48	AD12-48	B12-48	D12-48	DD12-48	E12-48	K12-48	J12-48	T12-48	3.000							
A12-56	AD12-56	B12-56	D12-56	DD12-56	E12-56	K12-56	J12-56	T12-56	3.500							
A12-64	AD12-64	B12-64	D12-64	DD12-64	E12-64	K12-64	J12-64	T12-64	4.000							
PREPARING ACTIVITY NAVY-A5																
CUSTODIANS	ARMY-AR	NAVY-	MILITARY SPECIFICATION SHEET						SPECIFICATION SHEET NUMBER							
AIR FORCE-99	DLA-		TITLE						MS20470							
REVIEW AV. GL. IS. ME. MI. OS. 82			RIVET, SOLID UNIVERSAL HEAD, ALUMINUM ALLOY AND TITANIUM COLUMBIUM ALLOY						14 SEP 93 REV H							
USER MC																
PROJECT NUMBER 5320-0806																
DISTRIBUTION STATEMENT																
A. Approved for public release, distribution is unlimited									Page <u>5</u> of <u>5</u>							

Allegato 2

DIMENSIONI PUNTE ELICOIDALI USA

Gauge	inch	mm	Gauge	inch	mm	Gauge	inch	mm
104	0.0031	0.079	52	0.0635	1.613	A	0.234	5.944
103	0.0035	0.089	51	0.067	1.702	B	0.238	6.045
102	0.0039	0.099	50	0.07	1.778	C	0.242	6.147
101	0.0043	0.109	49	0.073	1.854	D	0.246	6.248
100	0.0047	0.119	48	0.076	1.93	E	0.25	6.35
99	0.0051	0.13	47	0.0785	1.994	F	0.257	6.528
98	0.0055	0.14	46	0.081	2.057	G	0.261	6.629
97	0.0059	0.15	45	0.082	2.083	H	0.266	6.756
96	0.0063	0.16	44	0.086	2.184	I	0.272	6.909
95	0.0067	0.17	43	0.089	2.261	J	0.277	7.036
94	0.0071	0.18	42	0.0935	2.375	K	0.281	7.137
93	0.0075	0.191	41	0.096	2.438	L	0.29	7.366
92	0.0079	0.201	40	0.098	2.489	M	0.295	7.493
91	0.0083	0.211	39	0.0995	2.527	N	0.302	7.671
90	0.0087	0.221	38	0.1015	2.578	O	0.316	8.026
89	0.0091	0.231	37	0.104	2.642	P	0.323	8.204
88	0.0095	0.241	36	0.1065	2.705	Q	0.332	8.433
87	0.01	0.254	35	0.11	2.794	R	0.339	8.611
86	0.0105	0.267	34	0.111	2.819	S	0.348	8.839
85	0.011	0.279	33	0.113	2.87	T	0.358	9.093
84	0.0115	0.292	32	0.116	2.946	U	0.368	9.347
83	0.012	0.305	31	0.12	3.048	V	0.377	9.576
82	0.0125	0.318	30	0.1285	3.264	W	0.386	9.804
81	0.013	0.33	29	0.136	3.454	X	0.397	10.08
80	0.0135	0.343	28	0.1405	3.569	Y	0.404	10.26
79	0.0145	0.368	27	0.144	3.658	Z	0.413	10.49
78	0.016	0.406	26	0.147	3.734	R	0.339	8.611
77	0.018	0.457	25	0.1495	3.797	S	0.348	8.839
76	0.02	0.508	24	0.152	3.861	T	0.358	9.093
75	0.021	0.533	23	0.154	3.912	U	0.368	9.347
74	0.0225	0.572	22	0.157	3.988	V	0.377	9.576
73	0.024	0.61	21	0.159	4.039			
72	0.025	0.635	20	0.161	4.089			
71	0.026	0.66	19	0.166	4.216			
70	0.028	0.711	18	0.1695	4.305			
69	0.0292	0.742	17	0.173	4.394			
68	0.031	0.787	16	0.177	4.496			
67	0.032	0.813	15	0.18	4.572			
66	0.033	0.838	14	0.182	4.623			
65	0.035	0.889	13	0.185	4.699			
64	0.036	0.914	12	0.189	4.801			
63	0.037	0.94	11	0.191	4.851			
62	0.038	0.965	10	0.1935	4.915			
61	0.039	0.991	9	0.196	4.978			
60	0.04	1.016	8	0.199	5.055			
59	0.041	1.041	7	0.201	5.105			
58	0.042	1.067	6	0.204	5.182			
57	0.043	1.092	5	0.2055	5.22			
56	0.0465	1.181	4	0.209	5.309			
55	0.052	1.321	3	0.213	5.41			
54	0.055	1.397	2	0.221	5.613			
53	0.0595	1.511	1	0.228	5.791			

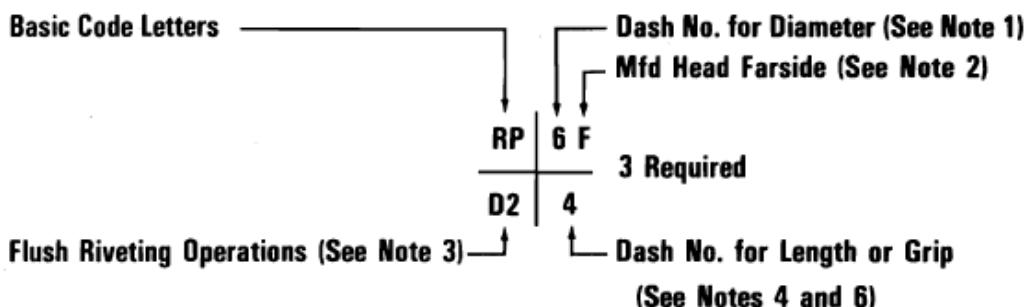
ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
Ed. 04 Rev. 00 – ottobre 2019

Allegato 2

Allegato 3

NAS 523: INDICAZIONI FASTENERS SU DISEGNI

BLUEPRINT FASTENER CALLOUTS



NOTES:

1. Dash numbers for fastener shank diameter are obtained from fastener drawings.
2. The location of the manufactured (preformed) head of the fastener is defined by the code letter "F" (for far side) or "N" (for near side). When the code letter is omitted, the location of the head is understood to be on the near side, but may be interpreted as optional.
3. Flush riveting operations:

(Sheets are numbered from Mfd head)

D	Dimple Sheet 1	C	Countersink Sheet 1
D2	Dimple Sheets 1 and 2	DC	Dimple Sheet 1; Sub-countersink Sheet 2
D3	Dimple Sheets 1, 2, and 3	D2C	Dimple Sheets 1 and 2; Sub-countersink Sheet 3
D4	Dimple Sheet 1, 2, 3, and 4	D3C	Dimple Sheets 1, 2, and 3; Sub-countersink Sheet 4

4. Dash numbers for length or grip are obtained from fastener drawings and apply to all fasteners except conventional rivets.
5. National Aerospace standard NAS523 is the basis for the fastener code. Only those codes shown on NAS523 shall be used. Improvised codes are prohibited. Codes for preferred parts are reproduced herein. Additional codes are available and new codes can be established.
6. The length is shown by a number which is the dash number that represents the length in the full part number.

Allegato 3

ALPHABETICAL CODE LISTING							
BASIC CODE	PAGE NO.	BASIC CODE	PAGE NO.	BASIC CODE	PAGE NO.	BASIC CODE	PAGE NO.
AV	15	RN	11	YH	24	AJN	14
AW	11	RO	15	ZF	26	AJV	19
BA	8	RP	15	ZH	26	AJW	21
BB	8	RR	15	ZK	27	AKA	23
BC	8	RS	15	ZL	27	AKB	25
BF	8	SH	7	ZS	14	AKC	17
BH	6	TK	11	ZV	12	AKD	16
BJ	6	TL	11	AAR	13	AKE	12
BK	6	TM	12	AAW	14	AKF	16
CX	6	TN	12	ABE	22	AKH	22
CY	8	TO	15	ABH	24	AKJ	24
LL	6	TP	15	ACN	26	AKK	22
LN	6	TR	16	ACO	27	AKL	24
LZ	10	TS	16	ADB	13	AKM	23
MA	10	TY	27	ADF	14	AKN	25
MC	9	XA	10	ADJ	14	AKO	23
MM	7	XB	9	AEJ	20	AKP	25
MN	8	XC	7	AEK	18	AKR	23
MO	9	XD	10	AFP	18	AKS	25
NO	22	XE	9	AFY	20	AKV	27
RH	13	XF	7	AJF	17	AKW	27
RK	11	XG	10	AJH	17	AKX	26
RL	11	XH	9	AJL	18	AKY	26
RM	11	XJ	7	AJM	20	ALF	22

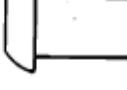
Allegato 3

ALPHABETICAL CODE LISTING							
BASIC CODE	PAGE NO.	BASIC CODE	PAGE NO.	BASIC CODE	PAGE NO.	BASIC CODE	PAGE NO.
ALH	24	AMO	17	ASL	25	ATH	21
ALJ	22	AMP	17	ASM	25	YAA	28
ALK	24	AMT	15	AST	13	YAB	28
ALP	13	AMX	9	ASU	14	YAC	29
ALR	22	AMY	7	ASY	18	YAD	29
ALS	24	ANE	10	ASZ	18	YAE	28
ALT	23	APJ	14	ATA	19	YAF	28
ALV	25	APK	13	ATB	19	YAG	29
AMA	23	APL	16	ATC	19	YAH	28
AMB	25	APM	12	ATD	20	YAJ	28
AMD	19	APN	16	ATE	20		
AME	21	ASH	16	ATF	21		
AMN	17	ASJ	12	ATG	21		

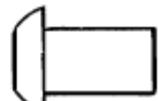
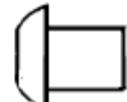
USE OF INDEX

Locate desired code alphabetically. Page No. of code on which fastener is found is located adjacent to it.

Allegato 3

CONVENTIONAL RIVETS		PROTRUDING HEAD
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION
BH	DIA-32nds LENGTH-16ths MS20470A-X-X	PLAIN  
BJ	DIA-32nds LENGTH-16ths MS20470AD-X-X	Dimpled  
BK	DIA-32nds LENGTH-16ths MS20470B-X-X	Raised Cross  
CX	DIA-32nds LENGTH-16ths MS20470DD-X-X	Raised Double Dash  
LL	DIA-32nds LENGTH-16ths MS20613P-X-X	Recessed Triangle  
LN	DIA-32nds LENGTH-16ths MS20615M-X-X	Two Recessed Dots  

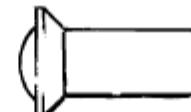
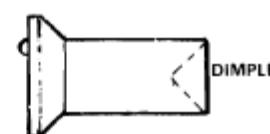
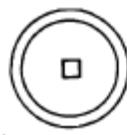
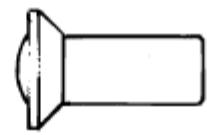
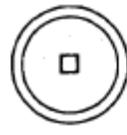
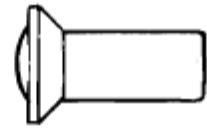
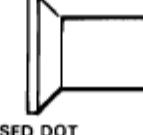
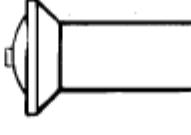
Allegato 3

CONVENTIONAL RIVETS		PROTRUDING HEAD
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION
SH	DIA-32nds LENGTH-16ths  MS20615MP-X-X	TWO RECESSED DOTS   CADMIUM PLATED
MM	DIA-32nds LENGTH-16ths  NAS1198-X-X	RAISED DOT   DIMPLE
XC	LENGTH-16ths LD121-0006-0XXX DIA-32nds LD121-0006-1XXX INACTIVE FOR DESIGN USE CODE XJ LENGTH-16ths	INDENTED SQUARE   VIOLET COLOR
XF	LENGTH-16ths LD121-0006-2XXX DIA-32nds LD121-0006-3XXX LENGTH-16ths	INDENTED SQUARE   BLUE COLOR
AMY	DIA-32nds LENGTH-16ths  CSR903B-X-X	MFRS ID   DEPRESSED DOT
XJ	DIA-32nds LENGTH-16ths  LD121-0009-XX-XX	RAISED CIRCLE  

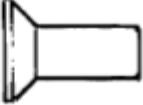
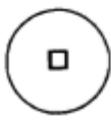
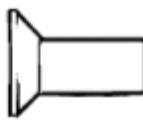
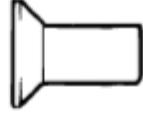
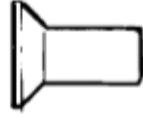
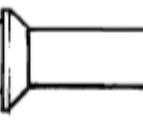
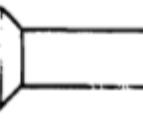
Allegato 3

CONVENTIONAL RIVETS		COUNTERSUNK HEAD
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION
BA	DIA-32nds LENGTH-16ths MS20426A-X-X	PLAIN 
BB	DIA-32nds LENGTH-16ths MS20426AD-X-X	Dimpled 
BC	DIA-32nds LENGTH-16ths MS20426B-X-X	Raised cross 
CY	DIA-32nds LENGTH-16ths MS20426DD-X-X	Double dash 
BF	DIA-32nds LENGTH-16ths MS20427M-X-X	Recessed mark 
MN	DIA-32nds LENGTH-16ths NAS1199-X-X	Raised dot  Dimple

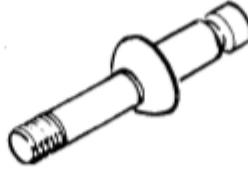
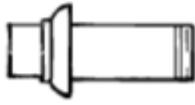
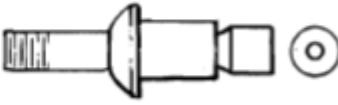
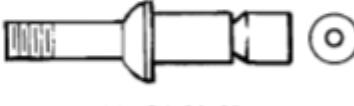
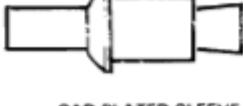
Allegato 3

CONVENTIONAL RIVETS		COUNTERSUNK HEAD
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION
MC	DIA-32nds LENGTH-16ths NAS1097DD-X-X	DOUBLE DASH  
MO	DIA-32nds LENGTH-16ths NAS1200-X-X	RAISED DOT   DIMPLE
XB	DIA-32nds LENGTH-16ths LD121-0005-0XXX (INACTIVE FOR DESIGN – USE CODE XH)	INDENTED SQUARE   VIOLET COLOR
XE	DIA-32nds LENGTH-16ths LD121-0005-2XXX (INACTIVE FOR DESIGN – USE CODE XH)	  USE XH BLUE COLOR
AMX	DIA-32nds LENGTH-16ths CSR904B-X-X	MFRS ID   DEPRESSED DOT
XH	LENGTH-16ths LD121-0008-XXXX DIA-32nds	RAISED CIRCLE   CROWNED HEAD

Allegato 3

CONVENTIONAL RIVETS		COUNTERSUNK HEAD
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION
XA	LD121-0004-0XXX <small>LENGTH-16ths</small> <small>DIA-32nds</small> LD121-0004-1XXX <small>(INACTIVE FOR DESIGN – USE CODE XG)</small>	 INDENTED SQUARE  VIOLET COLOR
XD	LD121-0004-2XXX <small>LENGTH-16ths</small> <small>DIA-32nds</small> LD121-0004-3XXX <small>(INACTIVE FOR DESIGN – USE CODE XG)</small>	 INDENTED SQUARE  BLUE COLOR
ANE	<small>DIA-32nds</small> / <small>LENGTH-16ths</small> CSR902B-X-X	 MFRS ID DEPRESSED DOT 
XG	<small>LENGTH-16ths</small> LD121-0007-XXXX <small>DIA-32nds</small>	 RAISED CIRCLE 
LZ	<small>DIA-32nds</small> / <small>LENGTH-16ths</small> NAS1097AD-X-X	 DIMPLE  CROWNED HEAD
MA	<small>DIA-32nds</small> / <small>LENGTH-16ths</small> NAS1097B-X-X	 RAISED CROSS  CROWNED HEAD

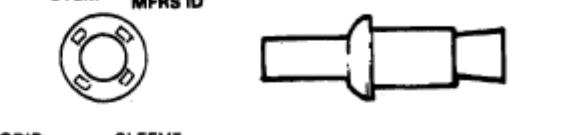
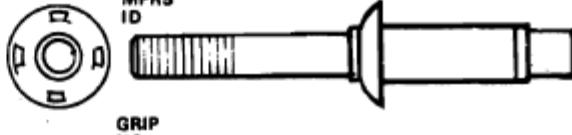
Allegato 3

BLIND RIVETS			PROTRUDING HEAD
BASIC CODE	PART NUMBER	IDÉNTIFICATION	
AW	6951-S-X-X DIA-32nds / GRIP-16ths		 STAINLESS STEEL
RK	NAS1398BX-X DIA-32nds / GRIP-16ths	 GRIP NO. OPTIONAL  MFRS ID ORANGE COLOR INDENTED DOT OR CONE	
RL	NAS1398DX-X DIA-32nds / GRIP-16ths	 GRIP NO. OPTIONAL  MFRS ID YELLOW COLOR	
RM	NAS1398MX-X DIA-32nds / GRIP-16ths	 GRIP NO. OPTIONAL  MFRS ID "M" MAT'L CODE GRAY COLOR	
RN	NAS1398CX-X DIA-32nds / GRIP-16ths	 GRIP NO. OPTIONAL  MFRS ID "C" MAT'L CODE GRAY COLOR	
TK	NAS1398MWX-X DIA-32nds / GRIP-16ths	 GRIP NO. OPTIONAL  MFRS ID CAD PLATED SLEEVE	
TL	NAS1398MS-X-X DIA-32nds / GRIP-16ths	 GRIP NO. OPTIONAL  MFRS ID SILVER PLATED SLEEVE	

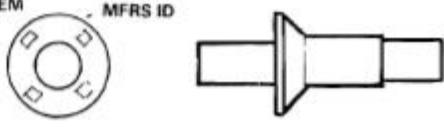
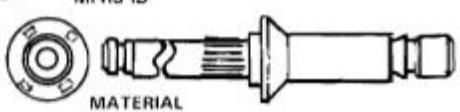
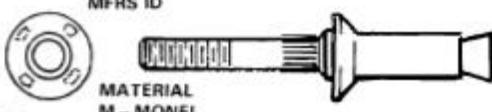
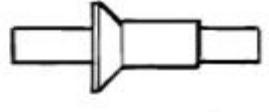
Allegato 3

BLIND RIVETS			PROTRUDING HEAD
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION	
TM	DIA-32nds GRIP-16ths NAS1398CW-X-X	GRIP NO. OPTIONAL MFRS ID "C" MAT'L CODE	RECESSED CONE CAD PLATED SLEEVE
TN	DIA-32nds GRIP-16ths NAS1398CS-X-X	GRIP NO. OPTIONAL MFRS ID "C" MAT'L CODE	SILVER PLATED SLEEVE
AKE	DIA-32nds GRIP-16ths CR2A63-X-X	INACTIVE FOR DESIGN USE CODE APM	
APM	DIA-32nds GRIP-16ths CR2A63A-X-X	MFRS ID GRIP NO. MAT'L CODE	 GOLD COLOR
ASJ	DIA-32nds GRIP-16ths CR2163A-X-X	MFRS ID GRIP NO.	 GOLD COLOR
ZV	DIA-32nds GRIP-16ths CR2539-X-X	INACTIVE FOR DESIGN USE CODE AAR	

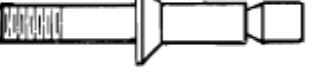
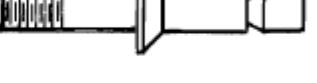
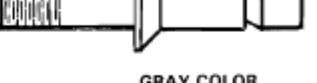
Allegato 3

BLIND RIVETS			PROTRUDING HEAD
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION	
AAR	DIA-32nds GRIP-16ths NAS1738MX-X	- = INCONEL STEM MFRS ID  GRIP NO. SLEEVE CODE "M"	
ADB	DIA-32nds GRIP-16ths CR2839-X-X	- = INCONEL STEM MFRS ID  GRIP NO. MATERIAL M-MONEL I-INCONEL	RECESSED CONE
ALP	DIA-32nds GRIP-16ths CR2A39-X-X	INACTIVE FOR DESIGN USE CODE APK	
APK	DIA-32nds GRIP-16ths CR2A39AX-X	+ = INCONEL STEM MFRS ID  GRIP NO. MATERIAL M-MONEL I-INCONEL	
AST	DIA-32nds GRIP-16ths NAS1738CX-X	+ = INCONEL STEM MFRS ID  GRIP NO. SLEEVE CODE "C"	
RH	DIA-32nds GRIP-16ths CR2643-X-X	MAT'L CODE "C" MFRS ID  GRIP NO.	BLACK COLOR

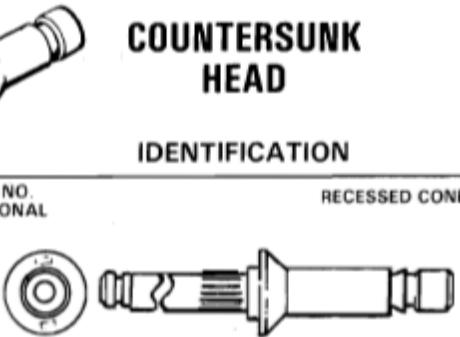
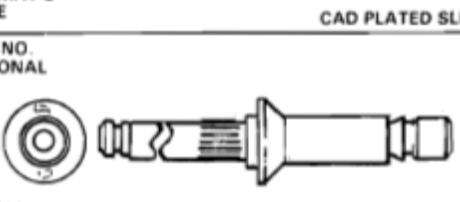
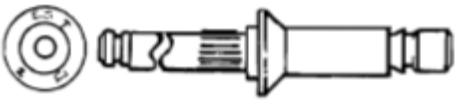
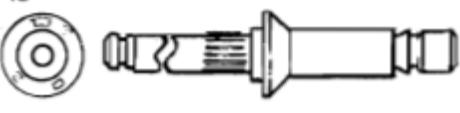
Allegato 3

BLIND RIVETS		COUNTERSUNK HEAD
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION
ZS	CR2538-X-X DIA-32nds / GRIP-16ths	INACTIVE FOR DESIGN USE CODE AAW
AAW	NAS1739MX-X DIA-32nds / GRIP-16ths	+ = INCONEL STEM MFRS ID GRIP NO. SLEEVE CODE "M" 
ADJ	CR2838-X-X DIA-32nds / GRIP-16ths	+ = INCONEL STEM MFRS ID GRIP NO. MATERIAL M - MONEL I - INCONEL 
AJN	CR2A38-X-X DIA-32nds / GRIP-16ths	INACTIVE FOR DESIGN USE CODE APJ
APJ	CR2A38AX-X DIA-32nds / GRIP-16ths	+ = INCONEL STEM MFRS ID GRIP NO. MATERIAL M - MONEL I - INCONEL 
ASU	NAS1739CX-X DIA-32nds / GRIP-16ths	+ = INCONEL STEM MFRS ID GRIP NO. SLEEVE CODE "M" 
ADF	CR2664-X-X DIA-32nds / GRIP-16ths	MAT'L CODE "C" MFRS ID SMALL SHEAR HEAD GRIP NO. 

Allegato 3

BLIND RIVETS		COUNTERSUNK HEAD	
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION	
AMT	CCR264CS-X-X DIA-32nds GRIP-16ths	PLAIN HEAD 	
AV	6950-S-X-X DIA-32nds GRIP-16ths		 STAINLESS STEEL
RO	NAS1399BX-X DIA-32nds GRIP-16ths	GRIP NO. OPTIONAL 	RECESSED CONE  MFRS ID ORANGE COLOR
RP	NAS1399DX-X DIA-32nds GRIP-16ths	GRIP NO. OPTIONAL 	 MFRS ID YELLOW COLOR
RR	NAS1399MX-X DIA-32nds GRIP-16ths	GRIP NO. OPTIONAL 	"M" MAT'L CODE  GRAY COLOR
RS	NAS1399CX-X DIA-32nds GRIP-16ths	GRIP NO. OPTIONAL 	"C" MAT'L CODE  GRAY COLOR
TO	NAS1399MW-X-X DIA-32nds GRIP-16ths	GRIP NO. OPTIONAL 	"M" MAT'L CODE  CAD PLATED SLEEVE
TP	NAS199MS-X-X DIA-32nds GRIP-16ths	GRIP NO. OPTIONAL 	"M" MAT'L CODE  SILVER PLATED SLEEVE

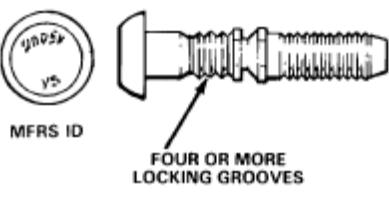
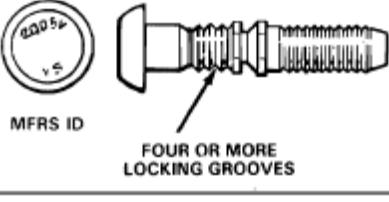
Allegato 3

BLIND RIVETS		COUNTERSUNK HEAD	
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION	
TR	NAS1399CW-X-X	DIA-32nds GRIP-16ths "C" MAT'L CODE	GRIP NO., OPTIONAL RECESSED CONE 
TS	NAS1399CS-X-X	DIA-32nds GRIP-16ths "C" MAT'L CODE	GRIP NO., OPTIONAL 
ASH	CR2162A-X-X	DIA-32nds GRIP-16ths MFRS ID GRIP NO.	GOLD COLOR 
AKD	CR2A62-X-X	DIA-32nds GRIP-16ths	INACTIVE FOR DESIGN USE CODE APL
APL	CR2A62A-X-X	DIA-32nds GRIP-16ths MFRS ID GRIP NO. MAT'L CODE	GOLD COLOR 
AKF	CR2A64-X-X	DIA-32nds GRIP-16ths	INACTIVE FOR DESIGN USE CODE APN
APN	CR2A64A-X-X	DIA-32nds GRIP-16ths MFRS ID GRIP NO. MAT'L CODE	GOLD COLOR 

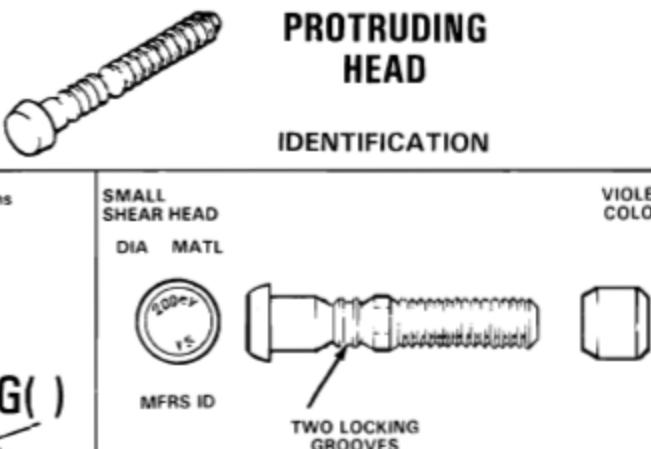
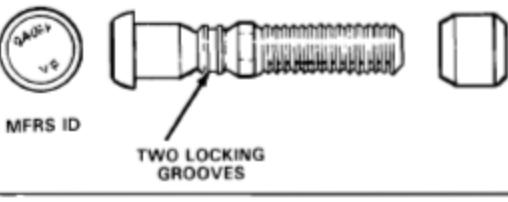
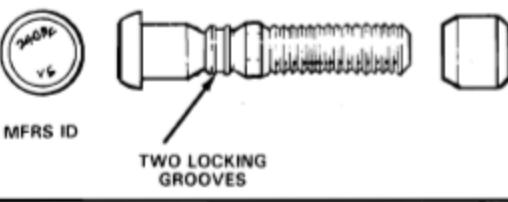
Allegato 3

BI-METAL RIVETS		PROTRUDING HEAD	
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION	
AJH	CSR 915-()-()	INACTIVE FOR DESIGN USE CODE AMP	
AMP	DIA-32nds GRIP-16ths CSR 925-()-()(R) HALF SIZE GRIP	DEPRESSED DOT GRIP NO	MFRS ID MATL CODE
BI-METAL RIVETS		COUNTERSUNK HEAD	
AJF	CSR 914-()-()	INACTIVE FOR DESIGN USE AMO	
AMO	DIA-32nds GRIP-16ths CSR 924-()-()	DEPRESSED DOT GRIP NO	MFRS ID MATL CODE
AKC	CSR 912-()-()	INACTIVE FOR DESIGN USE AMN	
AMN	DIA-32nds GRIP-16ths CR 922-()-()(R) HALF SIZE GRIP	DEPRESSED DOT GRIP NO	MFRS ID MATL CODE

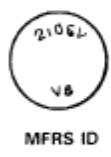
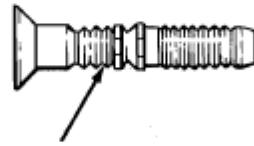
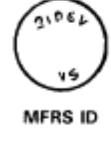
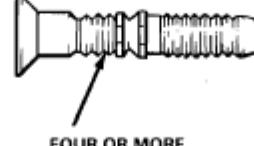
Allegato 3

LOCKBOLTS			PROTRUDING HEAD
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION	
AFP	DIA-32nds GRIP-16ths PIN-NAS 2005V() thru NAS 2012V() COLLAR-1080-2AC() DIA 32nds	Inactive for Design Use ASY	
ASY	DIA-32nds GRIP-16ths PIN-NAS 2005V() thru NAS 2012V() COLLAR-NAS 1080 AT() DIA 32nds	LARGE TENSION HEAD DIA MATL  MFRS ID FOUR OR MORE LOCKING GROOVES	VIOLET COLOR 
AJL	DIA-32nds GRIP-16ths PIN-NAS 2005V() thru NAS 2012V() COLLAR-6DC-EU() DIA 32nds	Inactive for Design Use ASZ	
ASZ	DIA-32nds GRIP-16ths PIN-NAS 2005V() thru NAS 2012V() COLLAR-NAS 1080 UK() DIA 32nds	LARGE TENSION HEAD DIA MATL  MFRS ID FOUR OR MORE LOCKING GROOVES	BLACK COLOR 
AEK	DIA-32nds GRIP-16ths PIN NAS 2406V() thru NAS 2412V() COLLAR-2DC-2AC() DIA-32nds	Inactive for Design Use ATA	

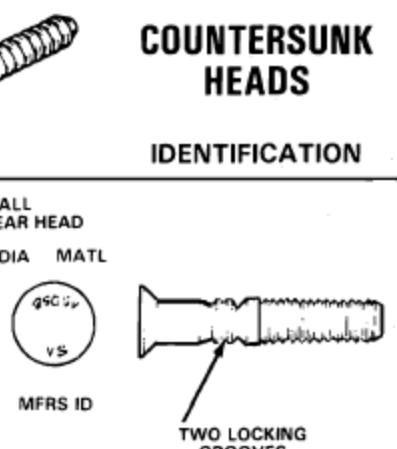
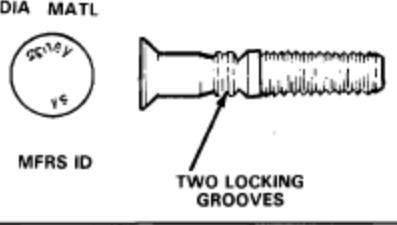
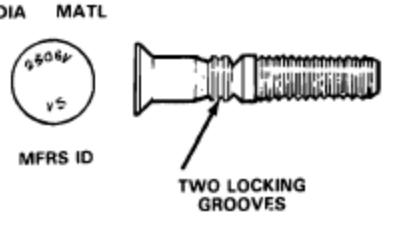
Allegato 3

LOCKBOLTS		PROTRUDING HEAD	
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION	
ATA	<p>DIA-32nds GRIP-16ths</p> <p>PIN NAS 2406V() thru NAS 2412V()</p> <p>COLLAR-NAS 1080 AG()</p> <p>DIA-32nds</p>	<p>SMALL SHEAR HEAD DIA MATL</p>  <p>MFRS ID</p> <p>TWO LOCKING GROOVES</p>	VIOLET COLOR
AJV	<p>DIA-32nds GRIP-16ths</p> <p>PIN-NAS 2406V() thru NAS 2412V()</p> <p>COLLAR-6DC-EU()</p> <p>DIA-32nds</p>		Inactive for Design Use AMD
AMD	<p>DIA-32nds GRIP-16ths</p> <p>PIN-NAS 2406V() thru NAS 2408V()</p> <p>COLLAR-DC-M()E</p> <p>DIA 32nds</p>		Inactive for Design Use ATC
ATC	<p>DIA-32nds GRIP-16ths</p> <p>PIN-NAS 2406V() and NAS 2408V()</p> <p>COLLAR-NAS 1080 MK()</p> <p>DIA 32nds</p>	<p>SMALL SHEAR HEAD DIA MATL</p>  <p>MFRS ID</p> <p>TWO LOCKING GROOVES</p>	BLACK COLOR
ATB	<p>DIA-32nds GRIP-16ths</p> <p>PIN-NAS 2406V() thru NAS 2412V()</p> <p>COLLAR-NAS 1080 UK()</p> <p>DIA-32nds</p>	<p>SMALL SHEAR HEAD DIA MATL</p>  <p>MFRS ID</p> <p>TWO LOCKING GROOVES</p>	BLACK COLOR

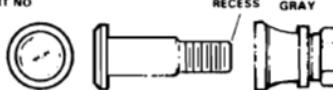
Allegato 3

LOCKBOLTS		COUNTERSUNK HEADS
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION
AFY	DIA-32nds GRIP-16ths PIN-NAS 2105V() thru NAS 2112V() COLLAR-1080-2AC() DIA 32nds	Inactive for Design Use ATD
ATD	DIA-32nds GRIP-16ths PIN-NAS 2105V() thru NAS 2112V() COLLAR-NAS 1080 AT() DIA 32nds	LARGE TENSION HEAD DIA MATL  VIOLET COLOR  FOUR OR MORE LOCKING GROOVES
AJM	DIA-32nds GRIP-16ths PIN-NAS 2105V() thru NAS 2112V() COLLAR-6DC-EU() DIA 32nds	Inactive for Design Use ATE
ATE	DIA-32nds GRIP-16ths PIN-NAS 2105V() thru NAS 2112V() COLLAR-NAS 1080 UK() DIA 32nds	LARGE TENSION HEAD DIA MATL  BLACK COLOR  FOUR OR MORE LOCKING GROOVES
AEJ	DIA-32nds GRIP-16ths PIN NAS 2506V() thru NAS 2512V() COLLAR-2DC-2AC() DIA 32nds	Inactive for Design Use ATF

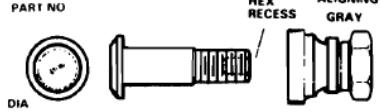
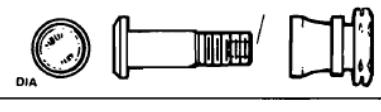
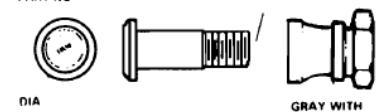
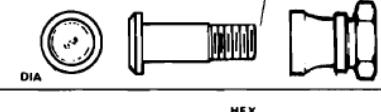
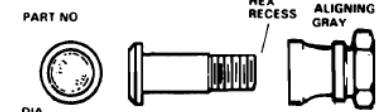
Allegato 3

LOCKBOLTS		COUNTERSUNK HEADS
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION
ATF	<p>DIA-32nds GRIP-16ths</p> <p>PIN NAS 2506V() thru NAS 2512V()</p> <p>COLLAR-NAS 1080 AG()</p> <p>DIA 32nds</p>	<p>SMALL SHEAR HEAD</p> <p>DIA MATL</p>  <p>MFRS ID</p> <p>TWO LOCKING GROOVES</p> <p>VIOLET COLOR</p>
AJW	<p>DIA-32nds GRIP-16ths</p> <p>PIN-NAS 2506V() thru NAS 2512V()</p> <p>COLLAR-6DC-EU()</p> <p>DIA 32nds</p>	Inactive for Design Use AME
AME	<p>DIA-32nds GRIP-16ths</p> <p>PIN-NAS 2506V() thru NAS 2508V()</p> <p>COLLAR-DC-M()E</p> <p>DIA 32nds</p>	Inactive for Design Use ATH
ATG	<p>DIA-32nds GRIP-16ths</p> <p>PIN-NAS 2506V() thru NAS 2512V()</p> <p>COLLAR-NAS 1080 UK()</p> <p>DIA 32nds</p>	<p>SMALL SHEAR HEAD</p> <p>DIA MATL</p>  <p>MFRS ID</p> <p>TWO LOCKING GROOVES</p> <p>BLACK COLOR</p>
ATH	<p>DIA-32nds GRIP-16ths</p> <p>PIN-NAS 2506V() and NAS 2508V()</p> <p>COLLAR-NAS 1080 MK()</p> <p>DIA 32nds</p>	<p>SMALL SHEAR HEAD</p> <p>DIA MATL</p>  <p>MFRS ID</p> <p>TWO LOCKING GROOVES</p> <p>BLACK COLOR</p>

Allegato 3

HI-LOK BOLTS		PROTRUDING HEAD IDENTIFICATION	ALTERNATE COUNTERBORE HEX NUT TORQUE CONTROL TOOLING REQUIRED
BASIC CODE	PART NUMBER	PART NO.	
NO	DIA 32nds GRIP 16ths PIN-HL10V-()-() NUT-HL70-() DIA 32nds	PART NO.  DIA	RED LE114-0030-()
ABE	DIA 32nds GRIP 16ths PIN-HL10V-()-() NUT-HL82-() ADW DIA 32nds	PART NO.  DIA	SELF ALIGNING RED LE114-0034-()
AKH	DIA 32nds GRIP 16ths PIN-HL644LL-()-() NUT-HL94DU-() DIA 32nds	PART NO.  DIA	GRAY LE114-0032-()
AKK	DIA 32nds GRIP 16ths PIN-HL644LL-()-() NUT-HL175DU-() ADW DIA 32nds	PART NO.  DIA	GRAY LE114-0036-()
ALF	DIA 32nds GRIP 16ths PIN-HL40-()-() NUT-HL94DU-() DIA 32nds	PART NO.  DIA	GRAY LE114-0032-()
ALJ	DIA 32nds GRIP 16ths PIN-HL40-()-() NUT-HL175DU-() ADW DIA 32nds	PART NO.  DIA	SELF ALIGNING GRAY LE114-0036-()
ALR	DIA 32nds GRIP 16ths PIN-HL40-()-() NUT-HL97DJ-() DIA 32nds	PART NO.  DIA	GRAY LE114-0033

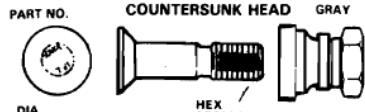
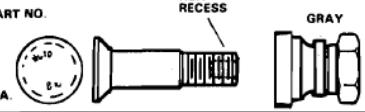
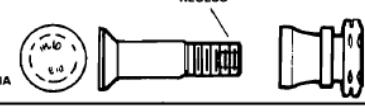
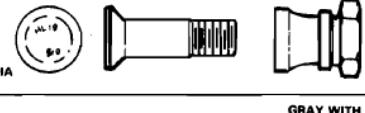
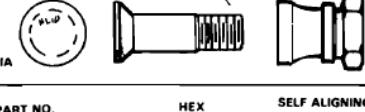
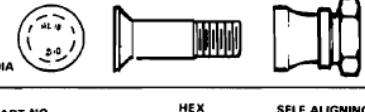
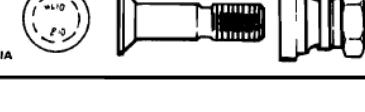
Allegato 3

HI-LOK BOLTS		PROTRUDING HEAD IDENTIFICATION	ALTERNATE
BASIC CODE	PART NUMBER		COUNTERBORE HEX NUT TÖRQUE CONTROL TOOLING REQUIRED
ALT	DIA 32nds GRIP 16ths PIN-HL40-()-() NUT-HL185DU-() ADW DIA 32nds	PART NO 	SELF ALIGNING GRAY  LE114-0037-()
AMA	DIA 32nds GRIP 16ths PIN-HL10V-()-() NUT-HL94DU-() DIA 32nds	PART NO 	GRAY  LE114-0032-()
AKA	DIA 32nds GRIP 16ths PIN-HL646LL-()-() NUT-HL73DY-() OR HL73DU-() DIA 32nds	PART NO 	GRAY YELLOW BAND  LE114-0031
AKM	DIA 32nds GRIP 16ths PIN-HL646LL-()-() NUT-HL89DU-() ADW DIA 32nds	PART NO 	SELF ALIGNING GRAY YELLOW BAND  LE114-0035
AKO	DIA 32nds GRIP 16ths PIN-HL12V-()-() NUT-HL73DY-() OR HL73DU-() DIA 32nds	PART NO 	GRAY YELLOW BAND  LE114-0031
AKR	DIA 32nds GRIP 16ths PIN-HL12V-()-() NUT-HL89DU-() ADW DIA 32nds	PART NO 	GRAY YELLOW BAND  LE114-0035

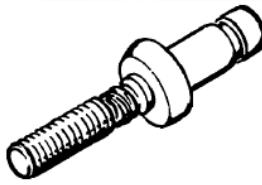
Allegato 3

HI-LOK BOLTS		COUNTERSUNK HEAD	ALTERNATE
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION	COUNTERBORE HEX NUT TORQUE CONTROL TOOLING REQUIRED
YH	DIA-32nds GRIP-16ths PIN-HL11V-()-() NUT-HL70-() DIA 32nds	PART NO.  HEX RECESS RED DIA.	RED LE114-0030
ABH	DIA-32nds GRIP-16ths PIN-HL11V-()-() NUT-HL82-() ADW DIA 32nds	PART NO.  HEX RECESS SELF ALIGNING RED DIA.	SELF ALIGNING RED LE114-0034
AKJ	DIA-32nds GRIP-16ths PIN-HL645LL-()-() NUT-HL94DU-() DIA 32nds	PART NO.  HEX RECESS GRAY DIA.	GRAY LE114-0032
AKL	DIA-32nds GRIP-16ths PIN-HL645LL-()-() NUT-HL175DU-() ADW DIA 32nds	PART NO.  HEX RECESS SELF ALIGNING GRAY DIA.	SELF ALIGNING GRAY LE114-0036-()
ALH	DIA-32nds GRIP-16ths PIN-HL41-()-() NUT-HL94DU-() DIA 32nds	PART NO.  HEX RECESS GRAY DIA.	GRAY LE114-0032
ALK	DIA-32nds GRIP-16ths PIN-HL41-()-() NUT-HL175DU-() ADW DIA 32nds	PART NO.  HEX RECESS SELF ALIGNING GRAY DIA.	SELF ALIGNING GRAY LE114-0036
ALS	DIA-32nds GRIP-16ths PIN-HL41-()-() NUT-HL97DJ-() DIA 32nds	PART NO.  HEX RECESS GRAY WITH GREEN BAND DIA.	GRAY LE114-0033-()

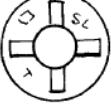
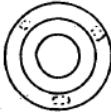
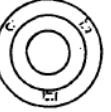
Allegato 3

HI-LOK BOLTS		COUNTERSUNK HEAD	ALTERNATE
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION	COUNTERBORE HEX NUT TORQUE CONTROL TOOLING REQUIRED
ASM	DIA: 32nds GRIP: 16ths PIN-HL233-()-() NUT-HL584-() AW DIA 32nds	PART NO.  DIA	NONE
ALV	DIA: 32nds GRIP: 16ths PIN-HL41-()-() NUT-HL185DU-() ADW DIA 32nds	PART NO.  DIA	SELF ALIGNING GRAY LE114-0037-()
AMB	DIA: 32nds GRIP: 16ths PIN-HL11V-()-() NUT-HL94DU-() DIA 32nds	PART NO.  DIA	GRAY LE114-0032-()
ASL	DIA: 32nds GRIP: 16ths PIN-HL227-()-() NUT-HL584-() AW DIA 32nds	PART NO.  DIA	NONE
AKB	DIA: 32nds GRIP: 16ths PIN-HL647LL-()-() NUT-HL73DY-() OR HL73DU-()	PART NO.  DIA	GRAY YELLOW BAND LE114-0031-()
AKN	DIA: 32nds GRIP: 16ths PIN-HL647LL-()-() NUT-HL89DU-() ADW DIA 32nds	PART NO.  DIA	SELF ALIGNING GRAY, YELLOW BAND LE114-0035-()
AKP	DIA: 32nds GRIP: 16ths PIN-HL13V-()-() NUT-HL73DY-() OR HL73DU-()	PART NO.  DIA	GRAY YELLOW BAND LE114-0031-()
AKS	DIA: 32nds GRIP: 16ths PIN-HL13V-()-() NUT-HL89DU-() ADW DIA 32nds	PART NO.  DIA	SELF ALIGNING GRAY YELLOW BAND LE114-0035-()

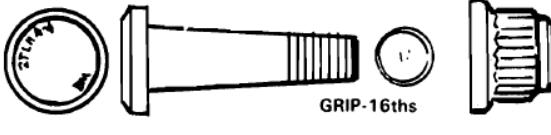
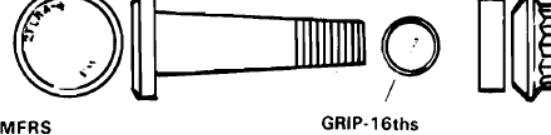
Allegato 3

BLIND BOLTS			PROTRUDING HEADS
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION	
ZF	NAS1669()K()	INACTIVE FOR DESIGN USE AKX	
ZH	NAS1671()K()	INACTIVE FOR DESIGN USE AKX	
AKX	DIA-16ths GRIP-16ths \\ / / NAS1669()L()	MECHANICAL LOCK CODE  MFRS ID CLASS 1 CODE	
AKY	DIA-16ths GRIP-16ths \\ / / NAS1671()L()	MECHANICAL LOCK CODE  MFRS ID CLASS 2 CODE	
ACN	DIA-32nds GRIP-16ths \\ / / MS21141-()-()	MAT'L CODE  MFRS ID GRIP NO.	

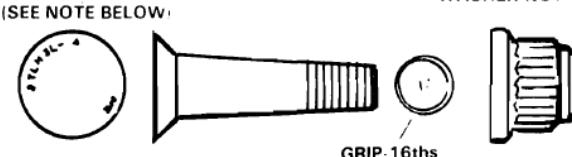
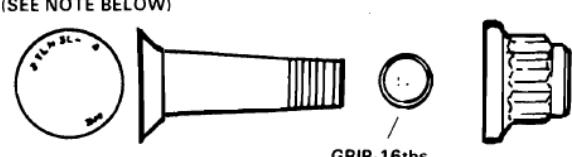
Allegato 3

BLIND BOLTS		COUNTERSUNK HEADS
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION
ZK	NAS1670()K()	INACTIVE FOR DESIGN USE AKV
ZL	NAS1672()K()	INACTIVE FOR DESIGN USE AKW
AKV	DIA-16ths GRIP-16ths \\ / / NAS1670()L()	CLASS CODE MECHANICAL LOCK CODE  MFRS ID 
AKW	DIA-16ths GRIP-16ths \\ / / NAS1672()L()	"C" CRES MFRS ID  GRIP NO. 
TY	DIA-32nds GRIP-16ths \\ / / MS90353-()-()	MAT'L CODE MFRS ID  GRIP NO. 
ACO	DIA-32nds GRIP-16ths \\ / / MS21140-()-()	MAT'L CODE MFRS ID  GRIP NO. 

Allegato 3

TAPER-LOK BOLTS		PROTRUDING HEADS
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION
YAA	PIN-TLV400()-()E <small>DIA-16ths or (32nds when preceded by "0")</small> NUT-TLN 1010 CPDI() <small>DIA</small>	GRIP-16ths ID CODE (SEE NOTE BELOW)  MFRS ID
YAB	PIN-TLD400()-()E <small>DIA-16ths or (32nds when preceded by "0")</small> NUT-TLN 1010 DPDI() <small>DIA</small>	GRIP-16ths ID CODE (SEE NOTE BELOW)  MFRS ID
YAF	PIN-TLV400()-()E <small>DIA-16ths or (32nds when preceded by "0")</small> NUT-TLN 1021 CPDI() <small>DIA</small>	GRIP-16ths ID CODE (SEE NOTE BELOW)  MFRS ID
YAH	PIN-TLD400()-()E <small>DIA-16ths or (32nds when preceded by "0")</small> NUT-TLN 1024 DPDIA() <small>DIA</small>	GRIP-16ths ID CODE (SEE NOTE BELOW)  MFRS ID
YAE	PIN-TLV200()-()E <small>DIA-16ths or (32nds when preceded by "0")</small> NUT-TLN 1001 CPDI() <small>DIA</small>	GRIP-16ths ID CODE (SEE NOTE BELOW)  MFRS ID
YAJ	PIN-TLD200()-()E <small>DIA-16ths or (32nds when preceded by "0")</small> NUT-TLN 1001 CPDI() <small>DIA</small>	GRIP-16ths ID CODE (SEE NOTE BELOW)  MFRS ID

Allegato 3

TAPER-LOK BOLTS		COUNTERSUNK HEADS
BASIC CODE	PART NUMBER	IDENTIFICATION
YAC	PIN-TLV-300L()-()E <small>GRIP-16ths</small> <small>DIA-16ths or</small> <small>(32nds when preceded by "0")</small> NUT-TLN 1010 CPDI() <small>DIA</small>	<small>ID CODE (SEE NOTE BELOW)</small>  <small>WASHER NUT</small> <small>GRIP-16ths</small> <small>MFRS ID</small>
YAD	PIN-TLD-300L()-()E <small>GRIP-16ths</small> <small>DIA-16ths or</small> <small>(32nds when preceded by "0")</small> NUT-TLN 1010 DPDI() <small>DIA</small>	<small>ID CODE (SEE NOTE BELOW)</small>  <small>WASHER NUT</small> <small>GRIP-16ths</small> <small>MFRS ID</small>
YAG	PIN-TLV 100()-()E <small>GRIP-16ths</small> <small>DIA-16ths or</small> <small>(32nds when preceded by "0")</small> NUT-TLN 1001 CPDI() <small>DIA</small>	<small>ID CODE (SEE NOTE BELOW)</small>  <small>WASHER NUT</small> <small>GRIP-16ths</small> <small>MFRS ID</small>
		<small>NOTE: IDENTIFICATION CODE</small> 2TLH 4 – SERIES 2 – GROUP (EXCEPT 1) (4 FOR TL400) TL – TAPER LOK -4 – DIA-16ths <small>EXCEPT 046.05)</small> or 32nds when H – MATERIAL preceded by "0"

Allegato 3

LOCKBOLTS, HI-LOKS, BI-METAL RIVETS

CODE: AJH, AMP, AJF, AMO, AKC, AMN, AFP, AJL, AEK, AJV, AMD, AFY, AJM, AEJ, AJW, AME, NO, ABE, AKH, AKK, ALF, ALJ, ALR, ALT, AMA, AKA, AKM, AKO, AKR, YH, ABH, AKJ, AKL, ALH, ALK, ALS, ASM ALV, AMB, ASL, AKB, AKN, AKP, AKS

NOMINAL SHANK DIA (Inches)	HOLE TYPE	STANDARD HOLE			FIRST OVERSIZE		SECOND OVERSIZE	
		Hole Size	Drill Size	Reamer (Pilot)	Hole Size	Reamer (Pilot)	Hole Size	Reamer (Pilot)
5/32	I	0.164-0.168	4.2 mm					
	II	0.1640-0.1662	No. 24	0.1640 (0.1520)				
	Trans Fit	0.1610-0.1650	No. 20					
	III							
	IV	0.1625-0.1590	No. 21					
3/16	I	0.190-0.194	No. 11		0.2031-0.2071	0.2031 (0.1920)	0.2187-0.2227	0.2187 (0.2050)
	II	0.1900-0.1922	No. 16	0.1900 (0.1770)	0.2031 0.2053	0.2031 (0.1920)	0.2187-0.2209	0.2187 (0.2050)
	Trans Fit	0.1870-0.1910	4.75 mm		0.2001-0.2041	0.2001 (0.1910)	0.2157-0.2197	0.2157 (0.2040)
	III	0.1900-0.1910	No. 11					
	IV	0.1885-0.1850	3/16					
	IVA	0.1880-0.1850	3/16					
1/4	I	0.250-0.254	E		0.2656 0.2696	0.2656 (0.2520)	0.2812 0.2852	0.2812 (0.2680)
	II	0.2500-0.2522	15/64	0.2500 (0.2340)	0.2656-0.2678	0.2656 (0.2520)	0.2812 0.2834	0.2812 (0.2680)
	Trans Fit	0.2470-0.2500	0.2470 (Spec Drill)		0.2626-0.2656	0.2626 (0.2500)	0.2782-0.2812	0.2782 (0.2660)
	III	0.2500-0.2510	1/4					
	IV	0.2485-0.2450	D					
	IVA	0.2480-0.2450	D					

Allegato 4

AN3 ÷ AN20 BOLTS

Form approved DMS No 0704-0188															
MARK ALUMINUM-ALLOY BOLTS WITH DOUBLE DASH (SEE NOTE (b)) MARK CORROSION RESISTANT STEEL BOLTS WITH U-GH (SEE NOTE (c)) MARK NON-CORROSION RESISTANT STEEL BOLTS WITH X (SEE NOTE (d)) DRILL K WHEN SPECIFIED CHAMFER 15° ON BOTTOM FACE TO DIMENSION H OPTIONAL															
(b)	BASIC AN PART NO	THREAD T	A DIA		B		C REF	D		E REF	F		H DIA	J DRILL	K DRILL
			MAX	MIN	MAX	MIN		MAX	MIN		MAX	MIN			
AN3 NO. 10-32 UNF-3A .189 .186 .377 .365 .430 .141 .109 .177/64 .047 .015 .335 .070 .010 .000 .010 .000 AN4 1/4-28 UNF-3A .249 .246 .640 .428 .510 .172 .5/16 .047 .015 .398 .076 .016 .006 .046 .070 AN5 5/16-24 UNF-3A .312 .309 .502 .490 .580 .204 .172 .23/64 .063 .031 .460 .076 .016 .006 .070 AN6 3/8-24 UNF-3A .374 .371 .565 .553 .650 .235 .203 .7/16 .031 .523 .106 .016 .006 .070 AN7 7/16-20 UNF-3A .437 .433 .627 .615 .720 .266 .234 .31/64 .063 .031 .585 .106 .016 .006 .070 AN8 1/2-20 UNF-3A .499 .495 .752 .740 .870 .297 .265 .39/64 .031 .710 .106 .016 .006 .070 AN9 9/16-18 UNF-3A .562 .558 .877 .865 1.010 .328 .296 .217/32 .046 .835 .141 .016 .006 .070 AN10 5/8-18 UNF-3A .624 .620 .940 .928 1.090 .360 .328 .47/64 .078 .046 .898 .141 .016 .006 .070 AN12 3/4-16 UNF-3A .749 .744 1.066 1.053 1.230 .422 .390 7/8 .046 .023 .141 .016 .006 .070 AN14 7/8-14 UNF-3A .874 .869 1.253 1.240 1.440 .485 .453 63/64 .062 .210 .141 .016 .006 .070 AN16 1 -14 UNF-3A .999 .993 1.441 1.428 1.660 .547 .515 1-3/32 .094 .062 1.398 .141 .016 .006 .070 AN17 1 -12 UNF-3A .999 .993 1.441 1.428 1.660 .547 .515 1-3/32 .094 .062 1.398 .141 .016 .006 .070 AN18 1-1/8 -12 UNF-3A 1.124 1.118 1.628 1.615 1.880 .610 .578 1-3/16 .078 .585 .141 .016 .006 .070 AN20 1-1/4 -12 UNF-3A 1.249 1.243 1.815 1.802 2.090 .672 .640 1-3/8 .110 .070 1.772 .141 .016 .006 .070															
SEE SHEET 3 FOR NOTE (b). (a) MARKING MAY BE EITHER RAISED OR DEPRESSED. THE HEIGHT OR DEPTH OF THE MARKINGS SHALL NOT EXCEED THE FOLLOWING VALUES: .025 INCH FOR 9/16 DIAMETER BOLTS AND SMALLER; .030 INCH FOR 5/8 DIAMETER BOLTS AND LARGER. HEAD MARKING MAY INCLUDE MANUFACTURER'S MARKINGS. (c) THE DIAMETER OF THE WASHER FACE SHALL NOT EXCEED THE ACTUAL WIDTH ACROSS FLATS. (d) 1-14NF THREAD PITCH INACTIVE FOR DESIGN AFTER 15 JUNE 1966.															
MATERIAL: NON-CORROSION RESISTANT STEEL, CORROSION-RESISTANT STEEL OR ALUMINUM ALLOY. SEE PROCUREMENT SPECIFICATION. FINISH: SEE PROCUREMENT SPECIFICATION.															
ADD "C" BEFORE DASH NUMBER FOR CORROSION-RESISTANT STEEL BOLT. ADD "DD" BEFORE DASH NUMBER FOR ALUMINUM ALLOY BOLT. ADD "A" AFTER DASH NUMBER FOR UNDRILLED BOLT. SEE ILLUSTRATION. ADD "H" BEFORE DASH NUMBER FOR BOLT WITH DRILLED HEAD AND SHANK. SEE ILLUSTRATION. ADD "H" BEFORE DASH NUMBER AND "A" AFTER DASH NUMBER FOR BOLT WITH DRILLED HEAD ONLY. SEE ILLUSTRATION.															
EXAMPLES OF PART NUMBERS: AN6-10 = 3/8 NON-CORROSION RESISTANT STEEL BOLT 1-5/64 LONG, 7/16 GRIP WITH DRILLED SHANK ONLY. SEE ILLUSTRATION. AN6C10 = 3/8 CORROSION-RESISTANT STEEL BOLT 1-5/64 LONG, 7/16 GRIP WITH DRILLED SHANK ONLY. SEE ILLUSTRATION. AN6D010 = 3/8 ALUMINUM ALLOY BOLT 1-5/64 LONG, 7/16 GRIP WITH DRILLED SHANK ONLY. SEE ILLUSTRATION. AN6D010A = 3/8 ALUMINUM ALLOY BOLT 1-5/64 LONG, 7/16 GRIP, UNDRILLED SHANK AND HEAD. SEE ILLUSTRATION. AN6D0110 = 3/8 ALUMINUM ALLOY BOLT 1-5/64 LONG, 7/16 GRIP WITH DRILLED HEAD AND SHANK. SEE ILLUSTRATION. AN6D0110A = 3/8 ALUMINUM ALLOY BOLT 1-5/64 LONG, 7/16 GRIP WITH DRILLED HEAD ONLY. SEE ILLUSTRATION.															
ILLUSTRATION OF DRILLED AND UNDRILLED BOLTS AND PART NUMBERS															
BOLTS SHALL BE FREE FROM ALL HANGING BURRS AND SLIVERS WHICH MIGHT BECOME DISLODGED UNDER USAGE. COUNTERSINKING OF DRILLED HOLES IN HEAD IS MANDATORY. COUNTERSINKING OF DRILLED HOLES IN SHANK IS OPTIONAL.															
DIMENSIONS ARE IN INCHES. UNLESS OTHERWISE SPECIFIED, TOLERANCES DECIMALS 1.010, ANGLES ±5°.															
(12) FOR CHANGES SEE SHEETS 1 AND 2															
PREPARING ACTIVITY NAVY-AS CUSTOMERS ARMY-AV AIR FORCE-99 REVIEW USER PROJECT NUMBER 5306-1415			MILITARY SPECIFICATION SHEET TITLE BOLT - MACHINE, AIRCRAFT						SPECIFICATION SHEET NUMBER AN3 THRU AN20 14 JAN 91 SUPERSEDED BY AN3 THRU AN20 26 FEB 1990 AMSC- N/A FSC 5306						
DISTRIBUTION STATEMENT A Approved for public release, distribution is unlimited															
Page 1 of 4															

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 04 Rev. 01 – novembre 2022

Allegato 4

												Form approved OMB NO 0704-0188			
		AN3		AN4		AN5		AN6		AN7		AN8		AN9	
DASH NO	GRIP ±1/64	LENGTH +1/32 -1/64	GRIP ±1/64	LENGTH +1/32 -1/64											
3	1/16	15/32	1/16	15/32											
4	1/8	17/32	1/16	17/32	1/16	19/32									
5	1/4	21/32	3/16	21/32	3/16	23/32	1/16	45/64	1/16	23/32					
6	3/8	25/32	5/16	25/32	5/16	27/32	3/16	53/64	3/16	27/32	1/16	27/32	1/16	31/32	
7	1/2	29/32	7/16	29/32	7/16	31/32	5/16	61/64	5/16	31/32	7/16	31/32	1/8	1- 1/32	
10	5/8	1- 1/32	9/16	1- 1/32	9/16	1- 3/32	7/16	1- 5/64	7/16	1- 3/32	5/15	1- 3/32	1/4	1- 5/32	
11	3/4	1- 5/32	11/16	1- 5/32	11/16	1- 7/32	9/16	1- 13/64	9/16	1- 7/32	7/16	1- 7/32	3/8	1- 9/32	
12	7/8	1- 9/32	13/16	1- 9/32	13/16	1-11/32	11/16	1-21/64	11/16	1-11/32	9/16	1-11/32	1/2	1-13/32	
13	1	1-13/32	15/16	1-13/32	15/16	1-15/32	13/16	1-29/64	13/16	1-15/32	11/16	1-15/32	5/8	1-17/32	
14	1-1/8	1-17/32	1- 1/16	1-17/32	1- 1/16	1-19/32	15/16	1-37/64	15/16	1-19/32	13/16	1-19/32	3/4	1-21/32	
15	1-1/4	1-21/32	1- 3/16	1-21/32	1- 3/16	1-23/32	1- 1/16	1-45/64	1- 1/16	1-23/32	15/16	1-23/32	7/8	1-25/32	
16	1-3/8	1-25/32	1- 5/16	1-25/32	1- 5/16	1-27/32	3/16	1-53/64	1- 3/16	1-27/32	1- 1/16	1-27/32	1	1-29/32	
17	1-1/2	1-29/32	1- 7/16	1-29/32	1- 7/16	1-31/32	1- 5/16	1-61/64	1- 5/16	1-31/32	1- 3/16	1-31/32	1- 1/8	2- 1/32	
20	1-5/8	2- 1/32	9/16	2- 1/32	9/16	2- 3/32	7/16	2- 5/64	7/16	2- 3/32	1- 5/16	2- 3/32	1- 1/4	2- 5/32	
21	1-3/4	2- 5/32	1-11/16	2- 5/32	1-11/16	2- 7/32	1- 9/16	2- 13/64	1- 9/16	2- 7/32	1- 7/16	2- 7/32	1- 3/8	2- 9/32	
22	1-7/8	2- 9/32	1-13/16	2- 9/32	1-13/16	2-11/32	1-11/16	2-21/64	1-11/16	2-11/32	1- 9/16	2-11/32	1- 1/2	2-13/32	
23	2	2-13/32	1-15/16	2-13/32	1-15/16	2-15/32	1-13/16	2-29/64	1-13/16	2-15/32	1-11/16	2-15/32	1- 5/8	2-17/32	
24	2-1/8	2-17/32	2- 1/16	2-17/32	2- 1/16	2-19/32	1-15/16	2-37/64	1-15/16	2-19/32	1-13/16	2-19/32	1- 3/4	2-21/32	
25	2-1/4	2-21/32	2- 3/16	2-21/32	2- 3/16	2-23/32	2- 1/16	2-45/64	2- 1/16	2-23/32	1-15/16	2-23/32	1- 7/8	2-25/32	
26	2-3/8	2-25/32	2- 5/16	2-25/32	2- 5/16	2-27/32	2- 3/16	2-53/64	2- 3/16	2-27/32	2- 1/16	2-27/32	2	2-29/32	
27	2-1/2	2-29/32	2- 7/16	2-29/32	2- 7/16	2-31/32	2- 5/16	2-61/64	2- 5/16	2-31/32	2- 3/16	2-31/32	2- 1/8	3- 1/32	
30	2-5/8	3- 1/32	2- 9/16	3- 1/32	2- 9/16	3- 3/32	2- 7/16	3- 5/64	2- 7/16	3- 3/32	2- 5/16	3- 3/32	2- 1/4	3- 5/32	
31	2-3/4	3- 5/32	2-11/16	3- 5/32	2-11/16	3- 7/32	2- 9/16	3-13/64	2- 9/16	3- 7/32	2- 7/16	3- 7/32	2- 3/8	3- 9/32	
32	2-7/8	3- 9/32	2-13/16	3- 9/32	2-13/16	3-11/32	2-11/16	3-21/64	2-11/16	3-11/32	2- 9/16	3-11/32	2- 1/2	3-13/32	
33	3	3-13/32	2-15/16	3-13/32	2-15/16	3-15/32	2-13/16	3-29/64	2-13/16	3-15/32	2-11/16	3-15/32	2- 5/8	3-17/32	
34	3-1/8	3-17/32	3- 1/16	3-17/32	3- 1/16	3-19/32	2-15/16	3-37/64	2-15/16	3-19/32	2-13/16	3-19/32	2- 3/4	3-21/32	
35	3-1/4	3-21/32	3- 3/16	3-21/32	3- 3/16	3-23/32	3- 1/16	3-45/64	3- 1/16	3-23/32	2-15/16	3-23/32	2- 7/8	3-25/32	
36	3-3/8	3-25/32	3- 5/16	3-25/32	3- 5/16	3-27/32	3- 3/16	3-53/64	3- 3/16	3-27/32	3- 1/16	3-27/32	3	3-29/32	
37	3-1/2	3-29/32	3- 7/16	3-29/32	3- 7/16	3-31/32	3- 5/16	3-61/64	3- 5/16	3-31/32	3- 3/16	3-31/32	3- 1/8	4- 1/32	
40	3-5/8	4- 1/32	3- 9/16	4- 1/32	3- 9/16	4- 3/32	3- 7/16	4- 5/64	3- 7/16	4- 3/32	3- 5/16	4- 3/32	3- 1/4	4- 5/32	
41	3-3/4	4- 5/32	3-11/16	4- 5/32	3-11/16	4- 7/32	3- 9/16	4-13/64	3- 9/16	4- 7/32	3- 7/16	4- 7/32	3- 3/8	4- 9/32	
42	3-7/8	4- 9/32	3-13/16	4- 9/32	3-13/16	4-11/32	3-11/16	4-21/64	3-11/16	4-11/32	3- 9/16	4-11/32	3- 1/2	4-13/32	
43	4	4-13/32	3-15/16	4-13/32	3-15/16	4-15/32	3-13/16	4-29/64	3-13/16	4-15/32	3-11/16	4-15/32	3- 5/8	4-17/32	
44	4-1/8	4-17/32	4- 1/16	4-17/32	4- 1/16	4-19/32	3-15/16	4-37/64	3-15/16	4-19/32	3-13/16	4-19/32	3- 3/4	4-21/32	
45	4-1/4	4-21/32	4- 3/16	4-21/32	4- 3/16	4-23/32	4- 1/16	4-45/64	4- 1/16	4-23/32	3-15/16	4-23/32	3- 7/8	4-25/32	
46	4-3/8	4-25/32	4- 5/16	4-25/32	4- 5/16	4-27/32	4- 3/16	4-53/64	4- 3/16	4-27/32	4- 1/16	4-27/32	4	4-29/32	
47	4-1/2	4-29/32	4- 7/16	4-29/32	4- 7/16	4-31/32	4- 5/16	4-61/64	4- 5/16	4-31/32	4- 3/16	4-31/32	4- 1/8	5- 1/32	
50	4-5/8	5- 1/32	4- 9/16	5- 1/32	4- 9/16	5- 3/32	4- 7/16	5- 5/64	4- 7/16	5- 3/32	4- 5/16	5- 3/32	4- 1/4	5- 5/32	
51	4-3/4	5- 5/32	4-11/16	5- 5/32	4-11/16	5- 7/32	4- 9/16	5-13/64	4- 9/16	5- 7/32	4- 7/16	5- 7/32	4- 3/8	5- 9/32	
52	4-7/8	5- 9/32	4-13/16	5- 9/32	4-13/16	5-11/32	4-11/16	5-21/64	4-11/16	5-11/32	4- 9/16	5-11/32	4- 1/2	5-13/32	
53	5	5-13/32	4-15/16	5-13/32	4-15/16	5-15/32	4-13/16	5-29/64	4-13/16	5-15/32	4-11/16	5-15/32	4- 5/8	5-17/32	
54	5-1/2	5-17/32	5- 1/16	5-17/32	5- 1/16	5-19/32	4-15/16	5-37/64	4-15/16	5-19/32	4-13/16	5-19/32	4- 3/4	5-21/32	
55	5-1/4	5-21/32	5- 3/16	5-21/32	5- 3/16	5-23/32	5- 1/16	5-45/64	5- 1/16	5-23/32	4-15/16	5-23/32	4- 7/8	5-25/32	
56	5-3/8	5-25/32	5- 5/16	5-25/32	5- 5/16	5-27/32	5- 3/16	5-53/64	5- 3/16	5-27/32	5- 1/16	5-27/32	5	5-29/32	
57	5-1/2	5-29/32	5- 7/16	5-29/32	5- 7/16	5-31/32	5- 5/16	5-61/64	5- 5/16	5-31/32	5- 3/16	5-31/32	5- 1/8	6- 1/32	
60	5-5/8	6- 1/32	5- 9/16	6- 1/32	5- 9/16	6- 3/32	5- 7/16	6- 5/64	5- 7/16	6- 3/32	5- 5/16	6- 3/32	5- 1/4	6- 5/32	
61	5-3/4	6- 5/32	5-11/16	6- 5/32	5-11/16	6- 7/32	5- 9/16	6-13/64	5- 9/16	6- 7/32	5- 7/16	6- 7/32	5- 3/8	6- 9/32	
62	5-7/8	6- 9/32	5-13/16	6- 9/32	5-13/16	6-11/32	5-11/16	6-21/64	5-11/16	6-11/32	5- 9/16	6-11/32	5- 1/2	6-13/32	
63	6	6-13/32	5-15/16	6-13/32	5-15/16	6-15/32	5-13/16	6-29/64	5-13/16	6-15/32	5-11/16	6-15/32	5- 5/8	6-17/32	
64	6-1/8	6-17/32	6- 1/16	6-17/32	6- 1/16	6-19/32	5-15/16	6-37/64	5-15/16	6-19/32	6-13/16	6-19/32	5- 3/4	6-21/32	
65	6-1/4	6-21/32	6- 3/16	6-21/32	6- 3/16	6-23/32	6- 1/16	6-45/64	6- 1/16	6-23/32	5-15/16	6-23/32	5- 7/8	6-25/32	
66	6-3/8	6-25/32	6- 5/16	6-25/32	6- 5/16	6-27/32	6- 3/16	6-53/64	6- 3/16	6-27/32	6- 1/16	6-27/32	6	6-29/32	
67	6-1/2	6-29/32	6- 7/16	6-29/32	6- 7/16	6-31/32	6- 5/16	6-61/64	6- 5/16	6-31/32	6- 3/16	6-31/32	6- 1/8	7- 1/32	
70	6-5/8	7- 1/32	6- 9/16	7- 1/32	6- 9/16	7- 3/32	6- 7/16	7- 5/64	6- 7/16	7- 3/32	6- 5/16	7- 3/32	6- 1/4	7- 5/32	
71	6-3/4	7- 5/32	6-11/16	7- 5/32	6-11/16	7- 7/32	6- 9/16	7-13/64	6- 9/16	7- 7/32	6- 7/16	7- 7/32	6- 3/8	7- 9/32	
72	6-7/8	7- 9/32	6-13/16	7- 9/32	6-13/16	7-11/32	6-11/16	7-21/64	6-11/16	7-11/32	6- 9/16	7-11/32	6- 1/2	7-13/32	
73	7	7-13/32	6-15/16	7-13/32	6-15/16	7-15/32	6-13/16	7-29/64	6-13/16	7-15/32	6-11/16	7-15/32	6- 5/8	7-17/32	
74	7-1/8	7-17/32	7- 1/16	7-17/32	7- 1/16	7-19/32	6-15/16								

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 04 Rev. 01 – novembre 2022

Allegato 4

DASH NO	AN10		AN12		AN13		AN15		AN17		AN18		AN20		
	GRIP +1/64 -1/64	LENGTH +1/32 -1/64	GRIP 1/64	LENGTH +1/32 -1/64	GRIP +1/64	LENGTH +1/32 -1/64	GRIP -1/64	LENGTH +1/32 -1/64	GRIP +1/64	LENGTH +1/32 -1/64	GRIP +1/64	LENGTH +1/32 -1/64	GRIP -1/64	LENGTH +1/32 -1/64	
7	1/16	1- 1/64													
10	3/16	1- 9/64	1/16	1- 5/32											
11	5/16	1-17/64	3/16	1- 9/32	1/16	1- 5/16									
12	7/16	1-25/64	5/16	1-13/32	3/16	1- 7/16	1/8	1-1/2	1/8	1-1/2					
13	9/16	1-33/64	7/16	1-17/32	5/16	1- 9/16	1/4	1-5/8	1/4	1-5/8	1/16	1- 9/16			
14	11/16	1-41/64	9/16	1-21/32	7/16	1-11/16	3/8	1-3/4	3/8	1-3/4	3/16	1-11/16			
15	13/16	1-49/64	11/16	1-25/32	9/16	1-13/16	1/2	1-7/8	1/2	1-7/8	5/16	1-13/16	1/8	1-13/16	
16	15/16	1-57/64	13/16	1-29/32	11/16	1-15/16	5/8	2	5/8	2	7/16	1-15/16	1/4	1-15/16	
17	1- 1/16	2- 17/64	15/16	2- 1/32	13/16	2- 1/16	3/4	2-1/8	3/4	2-1/8	9/16	2- 1/16	3/8	2- 1/16	
20	1- 3/16	2- 9/64	1- 1/16	2- 5/32	15/16	2- 3/16	7/8	2-1/4	7/8	2-1/4	11/16	2- 3/16	1/2	2- 3/16	
21	1- 5/16	2-17/64	1- 3/16	2- 9/32	1- 1/16	2- 5/16	1	2-3/8	1	2-3/8	13/16	2- 5/16	5/8	2- 5/16	
22	1- 7/16	2-25/64	1- 5/16	2-13/32	1- 3/16	2- 7/16	1-1/8	2-1/2	1-1/8	2-1/2	15/16	2- 7/16	3/4	2- 7/16	
23	1- 9/16	2-33/64	1- 7/16	2-17/32	1- 5/16	2- 9/16	1-1/4	2-5/8	1-1/4	2-5/8	1- 1/16	2- 9/16	7/8	2- 9/16	
24	1-11/16	2-41/64	1- 9/16	2-21/32	1- 7/16	2-11/16	1-3/8	2-3/4	1-3/8	2-3/4	1- 3/16	2-11/16	1	2-11/16	
25	1-13/16	2-49/64	1-11/16	2-25/32	1- 9/16	2-13/16	1-1/2	2-7/8	1-1/2	2-7/8	1- 5/16	2-13/16	1-1/8	2-13/16	
26	1-15/16	2-57/64	1-13/16	2-29/32	1-11/16	2-15/16	1-5/8	3	1-5/8	3	1- 7/16	2-15/16	1-1/4	2-15/16	
27	2- 1/16	3- 1/64	1-15/16	3- 1/32	1-13/16	3- 1/16	1-3/4	3-1/8	1-3/4	3-1/8	1- 9/16	3- 1/16	1-3/8	3- 1/16	
30	2- 3/16	3- 9/64	2- 1/16	3- 5/32	1-15/16	3- 3/16	1-7/8	3-1/4	1-7/8	3-1/4	1-11/16	3- 3/16	1-1/2	3- 3/16	
31	2- 5/16	3-17/64	2- 3/16	3- 9/32	2- 1/16	3- 5/16	2	3-3/8	2	3-3/8	1-13/16	3- 5/16	1-5/8	3- 5/16	
32	2- 7/16	3-25/64	2- 5/16	3-13/32	2- 3/16	2- 7/16	2-1/8	3-1/2	2-1/8	3-1/2	1-15/16	3- 7/16	1-3/4	3- 7/16	
33	2- 9/16	3-33/64	2- 7/16	3-17/32	2- 5/16	3- 9/16	2-1/4	3-5/8	2-1/4	3-5/8	2- 1/16	3- 9/16	1-7/8	3- 9/16	
34	2-11/16	3-41/64	2- 9/16	3-21/32	2- 7/16	3-11/16	2-3/8	3-3/4	2-3/8	3-3/4	3-11/16	2	3-11/16		
35	2-13/16	3-49/64	2-11/16	3-25/32	2- 9/16	3-13/16	2-1/2	3-7/8	2-1/2	3-7/8	2- 5/16	3-13/16	2-1/8	3-13/16	
36	2-15/16	3-57/64	2-13/16	3-29/32	2-11/16	3-15/16	2-5/8	4	2-5/8	4	2- 7/16	3-15/16	2-1/4	3-15/16	
37	3- 1/16	4- 1/64	2-15/16	4- 1/32	2-13/16	4- 1/16	2-3/4	4-1/8	2-3/4	4-1/8	2- 9/16	4- 1/16	2-3/8	4- 1/16	
40	3- 3/16	4- 9/64	3- 1/16	4- 5/32	2-15/16	4- 3/16	2-7/8	4-1/4	2-7/8	4-1/4	2-11/16	4- 3/16	2-1/2	4- 3/16	
41	3- 5/16	4-17/64	3- 3/16	4- 9/32	3- 1/16	4- 5/16	3	4-3/8	3	4-3/8	2-13/16	4- 5/16	2-5/8	4- 5/16	
42	3- 7/16	4-25/64	3- 5/16	4-13/32	3- 3/16	4- 7/16	3-1/8	4-1/2	3-1/8	4-1/2	2-15/16	4- 7/16	2-3/4	4- 7/16	
43	3- 9/16	4-33/64	3- 7/16	4-17/32	3- 5/16	4- 9/16	3-1/4	4-5/8	3-1/4	4-5/8	3- 1/16	4- 9/16	2-7/8	4- 9/16	
44	3-11/16	4-41/64	3- 9/16	4-21/32	3- 7/16	4-11/16	3-3/8	4-3/4	3-3/8	4-3/4	3-11/16	3	4-11/16		
45	3-13/16	4-49/64	3-11/16	4-25/32	3- 9/16	4-13/16	3-1/2	4-7/8	3-1/2	4-7/8	3- 5/16	4-13/16	3-1/8	4-13/16	
46	3-15/16	4-57/64	3-13/16	4-29/32	3-11/16	4-15/16	3-5/8	5	3-5/8	5	3- 7/16	4-15/16	3-1/4	4-15/16	
47	4- 1/16	5- 1/64	3-15/16	5- 1/32	3-13/16	5- 1/16	3-3/4	5-1/8	3-3/4	5-1/8	3- 9/16	5- 1/16	3-3/8	5- 1/16	
50	4- 3/16	5- 9/64	4- 1/16	5- 5/32	3-15/16	5- 3/16	3-7/8	5-1/4	3-7/8	5-1/4	3-11/16	5- 3/16	3-1/2	5- 3/16	
51	4- 5/16	5-17/64	4- 3/16	5- 9/32	4- 1/16	5- 5/16	4	5-3/8	4	5-3/8	3-13/16	5- 5/16	3-5/8	5- 5/16	
52	4- 7/16	5-25/64	4- 5/16	5-13/32	4- 3/16	5- 7/16	4-1/8	5-1/2	4-1/8	5-1/2	3-15/16	5- 7/16	3-3/4	5- 7/16	
53	4- 9/16	5-33/64	4- 7/16	5-17/32	4- 5/16	5- 9/16	4-1/4	5-5/8	4-1/4	5-5/8	4- 1/16	5- 9/16	3-7/8	5- 9/16	
54	4-11/16	5-41/64	4- 9/16	5-21/32	4- 7/16	5-11/16	4-3/8	5-3/4	4-3/8	5-3/4	5-11/16	4	5-11/16		
55	4-13/16	5-49/64	4-11/16	5-25/32	4- 9/16	5-13/16	4-1/2	5-7/8	4-1/2	5-7/8	4- 5/16	5-13/16	4-1/8	5-13/16	
56	4-15/16	5-57/64	4-13/16	5-29/32	4-11/16	5-15/16	4-5/8	6	4-5/8	6	4- 7/16	5-15/16	4-1/4	5-15/16	
57	5- 1/16	6- 1/64	4-15/16	6- 1/32	4-13/16	6- 1/16	4-3/4	6-1/8	4-3/4	6-1/8	4- 9/16	6- 1/16	4-3/8	6- 1/16	
60	5- 3/16	6- 9/64	5- 1/16	6- 5/32	4-15/16	6- 3/16	4-7/8	6-1/4	4-7/8	6-1/4	4-11/16	6- 3/16	4-1/2	6- 3/16	
61	5- 5/16	6-17/64	5- 3/16	6- 9/32	5- 1/16	6- 5/16	5	6-3/8	5	6-3/8	4-13/16	6- 5/16	4-5/8	6- 5/16	
62	5- 7/16	6-25/64	5- 5/16	6-13/32	5- 3/16	6- 7/16	5-1/8	6-1/2	5-1/8	6-1/2	4-15/16	6- 7/16	4-3/4	6- 7/16	
63	5- 9/16	6-33/64	5- 7/16	6-17/32	5- 5/16	6- 9/16	5-1/4	6-5/8	5-1/4	6-5/8	5- 1/16	6- 9/16	4-7/8	6- 9/16	
64	5-11/16	6-41/64	5- 9/16	6-21/32	5- 7/16	6-11/16	5-3/8	6-3/8	5-3/8	6-3/8	5- 3/16	6- 11/16	5	6- 11/16	
65	5-13/16	6-49/64	5-11/16	6-25/32	5- 9/16	6-13/16	5-1/2	6-7/8	5-1/2	6-7/8	5- 5/16	6-13/16	5-1/8	6-13/16	
66	5-15/16	6-57/64	5-13/16	6-29/32	5-11/16	6-15/16	5-5/8	7	5-5/8	7	5- 7/16	6-15/16	5-1/4	6-15/16	
67	6- 1/16	7- 1/64	5- 15/16	7- 1/32	5-13/16	7- 1/16	5-3/4	7-1/8	5-3/4	7-1/8	5- 9/16	7- 1/16	5-3/8	7- 1/16	
70	6- 3/16	7- 9/64	6- 1/16	7- 5/32	5-15/16	7- 3/16	5-7/8	7-1/4	5-7/8	7-1/4	5-11/16	7- 3/16	5-1/2	7- 3/16	
71	6- 5/16	7-17/64	6- 3/16	7- 9/32	6- 1/16	7- 5/16	6	7-3/8	6	7-3/8	5-13/16	7- 5/16	5-5/8	7- 5/16	
72	6- 7/16	7-25/64	6- 5/16	7-13/32	6- 3/16	7- 7/16	6-1/8	7-1/2	6-1/2	7-1/2	5-15/16	7- 7/16	5-3/4	7- 7/16	
73	6- 9/16	7-33/64	6- 7/16	7-17/32	6- 5/16	7- 9/16	6-1/4	7-5/8	6-1/4	7-5/8	6- 1/16	7- 9/16	5-7/8	7- 9/16	
74	6-11/16	7-41/64	6- 9/16	7-21/32	6- 7/16	7-11/16	6-3/8	7-3/4	6-3/8	7-3/4	6- 3/16	7-11/16	6	7-11/16	
75	6-13/16	7-49/64	6-11/16	7-25/32	6- 9/16	7-13/16	6-1/2	7-7/8	6-1/2	7-7/8	6- 5/16	7-13/16	6-1/8	7-13/16	
76	6-15/16	7-57/64	6-13/16	7-29/32	6-11/16	7-15/16	6-5/8	8	6-5/8	8	6- 7/16	7-15/16	6-1/4	7-15/16	
77	7- 1/16	8- 1/64	6- 15/16	8- 1/32	6-13/16	8- 1/16	6-3/4	8-1/8	6-3/4	8-1/8	6- 9/16	8- 1/16	6-3/8	8- 1/16	
80	7- 3/16	8- 9/64	7- 1/16	8- 5/32	6-15/16	8- 3/16	6-7/8	8-1/4	6-7/8	8-1/4	6-11/16	8- 3/16	6-1/2	8- 3/16	
B1								7	8-3/8	7-	8-3/8	6-13/16	8- 5/16	6-5/8	8- 5/16
B2								7-1/8	8-1/2	7-1/8	8-1/2				

(b) GRIP LENGTH OF BOLTS SHALL BE MEASURED FROM THE UNDERSIDE OF THE HEAD TO THE END OF THE FULL CYLINDRICAL PORTION OF THE SHANK. COMPLETE THREADS SHALL BEGIN WITHIN TWO THREAD PITCH MAXIMUM. TWO THREAD PITCH MAXIMUM MAY CONSIST OF INCOMPLETE THREAD OR EXTRUSION ANGLE.

PREPARING ACTIVITY NAVY- AS CUSTODIANS ARMY- AV AIR FORCE- 99 REVIEW USER PROJECT NUMBER 5306-1415	MILITARY SPECIFICATION SHEET TITLE BOLT - MACHINE, AIRCRAFT		SPECIFICATION SHEET NUMBER AN3 THRU AN20 14 JAN 91 SUPERSEDING AN3 THRU AN20 26 FEB 90 AMSC- N/A FSC: 5306
	DISTRIBUTION STATEMENT A Approved for public release distribution is unlimited		

Allegato 4

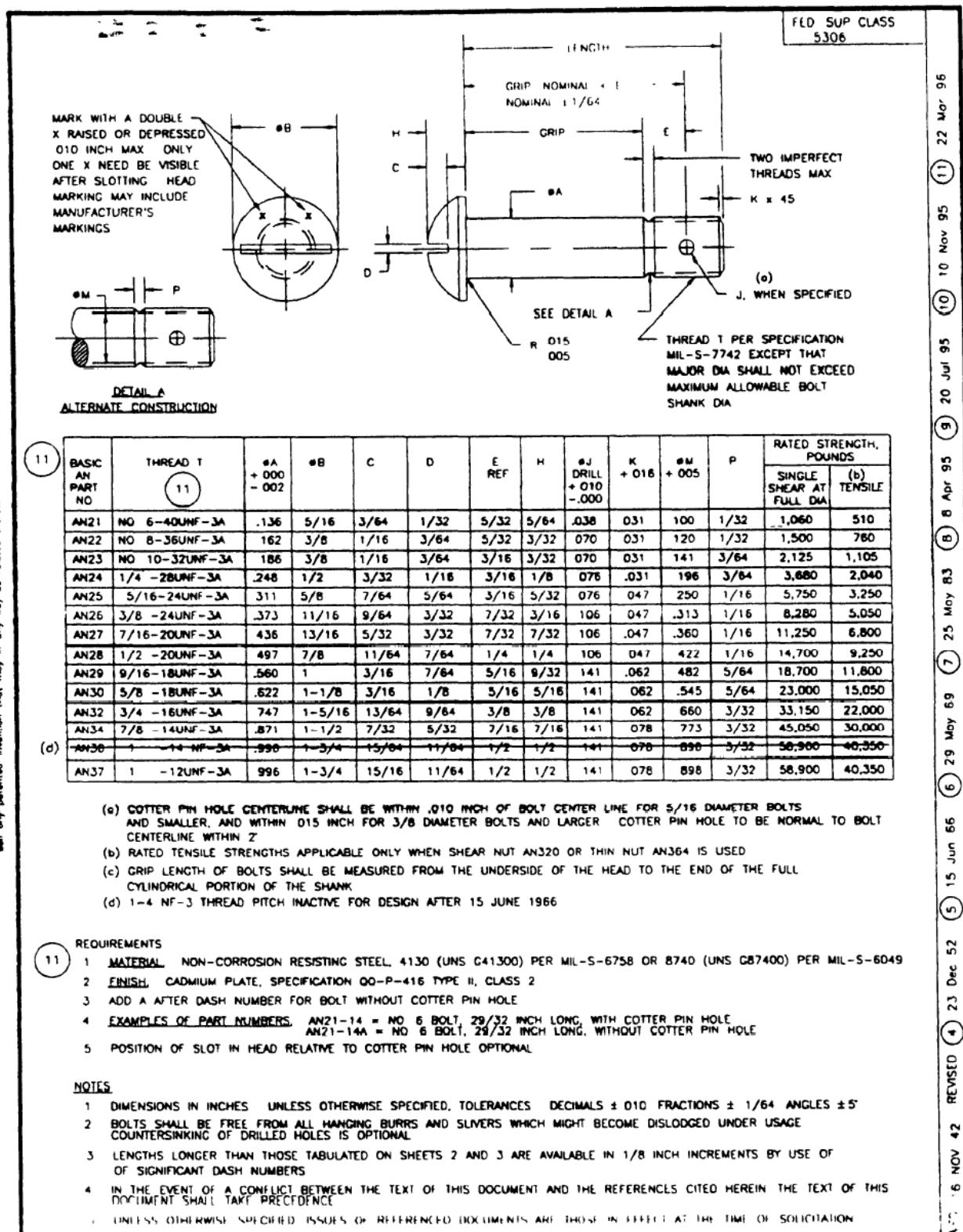
Form approved
 OMB No. 0704-0188

BASIC AN PART NO	THREAD T	RATED STRENGTH (POUNDS)					
		ULTIMATE TENSILE AT ROOT DIA		FIELD TENSILE AT ROOT DIA		SINGLE SHEAR AT FULL DIA	
		STEEL	AL ALLOY	STEEL	AL ALLOY	STEEL	AL ALLOY
AN3	NO 10-32 UNF-3A	2,210	1,100	1,690	710	2,125	990
AN4	1/4 -28 UNF-3A	4,000	2,030	3,130	1,310	3,680	1,715
AN5	5/16-24 UNF-3A	6,500	3,220	4,980	2,080	5,750	2,685
AN6	3/8 -24 UNF-3A	10,100	5,020	7,740	3,240	8,280	3,870
AN7	7/16-20 UNF-3A	13,600	6,750	10,430	4,350	11,250	5,250
AN8	1/2 -20 UNF-3A	18,500	9,180	14,190	5,920	14,700	6,850
AN9	9/16-18 UNF-3A	23,600	11,700	18,100	7,550	18,700	8,700
AN10	5/8 -18 UNF-3A	30,100	14,900	23,080	9,610	23,000	10,750
AN12	3/4 -16 UNF-3A	44,000	21,800	33,730	14,100	33,150	15,500
AN14	7/8 -14 UNF-3A	60,000	29,800	46,000	19,200	45,050	21,050
AN16	1 -14 NF-3A	80,700	40,000	61,870	25,800	58,900	27,500
AN17	1 -12UNF-3A	80,700	40,000	61,870	25,800	58,900	27,500
AN18	1-1/8 -12 UNF-3A	101,800	50,500	78,050	32,600	73,750	34,500
AN20	1-1/4 -12 UNF-3A	130,200	64,400	99,820	41,500	91,050	42,500

PREPARING ACTIVITY NAVY-AS CUSTODIANS ARMY-AV AIR FORCE-99 REVIEW USER PROJECT NUMBER 5306-1415	MILITARY SPECIFICATION SHEET TITLE BOLT - MACHINE, AIRCRAFT	SPECIFICATION SHEET NUMBER AN3 THRU AN20 14 JAN 91 SUPERSEDING AN3 THRU AN20 26 FEB 50 AMSC- N/A FSC: 5306
DISTRIBUTION STATEMENT A Approved for public release distribution is unlimited		Page <u>4</u> of <u>4</u>

Allegato 4

CLEVIS BOLT



11 DENOTES CHANGE(S)

DATA'S
AIR FORCE NAVY AERONAUTICAL STANDARDS
Other Cust. AN21 THRU AN37
ARMY AB
Air Force 99 BOLT CLEVIS
PROVISIONS FOR OPERATION SUPERSEDE FORMER ANA STANDARD AND AIR FORCE AND NAVY
STANDARD ISSUES OF AN21 THRU AN37

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
Ed. 04 Rev. 01 – novembre 2022

Journal of Health Politics, Policy and Law, Vol. 34, No. 4, December 2009
DOI 10.1215/03616878-34-4 © 2009 by The University of Chicago

AN21 THRU AN31

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
 "MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
 Ed. 04 Rev. 01 – novembre 2022

Allegato 4

DASH NO	AN28		AN29		AN30		AN32		AN34		AN36		AN37		APPROV: 6 NOV 42	REVISED	15 Jun 66	29 May 69	15 Jul 69	25 May 81	8 Apr 95	6 Apr 95	9 20 Jul 95	10 Nov 95	11 22 Mar 96	
	GRIP	LENGTH	GRIP	LENGTH	GRIP	LENGTH	GRIP	LENGTH	GRIP	LENGTH	GRIP	LENGTH	GRIP	LENGTH												
12	3/8	51/64																								
13	7/16	55/64																								
14	1/2	58/64	7/16	15/16	7/16	15/16																				
15	9/16	63/64	1/2																							
16	5/8	1- 3/64	9/16	1- 1/16	9/16	1- 1/16	1/2	1- 1/16																		
17	11/16	1- 7/64	5/8	1- 1/8	5/8	1- 1/8	9/16	1- 1/8																		
18	3/4	1-11/64	11/16	1- 3/16	11/16	1- 3/16	5/8	1- 3/16	9/16	1-13/64																
19	13/16	1-15/64	3/4	1- 1/4	3/4	1- 1/4	11/16	1- 1/4	5/8	1-17/64																
20	7/8	1-19/64	13/16	1- 5/16	13/16	1- 5/16	3/4	1- 5/16	11/16	1-21/64	5/8	1-21/64	5/8	1-21/64												
21	15/16	1-23/64	7/8	1- 3/8	7/8	1- 3/8	13/16	1- 3/8	3/4	1-25/64	11/16	1-25/64	11/16	1-25/64												
22	1	1-27/64	15/16	1- 7/16	15/16	1- 7/16	7/8	1- 7/16	13/16	1-29/64	3/4	1-29/64	3/4	1-29/64												
23	1- 1/16	1-31/64	1	1- 1/2	1	1- 1/2	15/16	1- 1/2	7/8	1-33/64	13/16	1-33/64	13/16	1-33/64												
24	1- 1/8	1-35/64	1- 1/16	1- 9/16	1- 1/16	1- 9/16	1	1- 9/16	15/16	1-37/64	7/8	1-37/64	7/8	1-37/64												
25	1- 3/16	1-39/64	1- 1/8	5/8	1- 1/8	5/8	1- 1/16	1- 5/8	1	1-41/64	15/16	1-41/64	15/16	1-41/64												
26	1- 1/4	1-43/64	1- 3/16	1-11/16	1- 3/16	1-11/16	1- 1/8	1-11/16	1- 1/16	1-45/64	1	1-45/64	1	1-45/64												
27	1- 5/16	1-47/64	1- 1/4	1- 3/4	1- 1/4	1- 3/4	1- 3/16	1- 3/16	1- 1/8	1-49/64	1- 1/16	1-49/64	1- 1/16	1-49/64												
28	1- 3/8	1-51/64	1- 5/16	1-13/16	1- 5/16	1-13/16	1- 1/4	1-13/16	1- 3/16	1- 53/64	1- 1/8	1- 53/64	1- 1/8	1- 53/64												
29	1- 7/16	1-55/64	1- 3/8	1- 7/8	1- 3/8	1- 7/8	1- 5/16	1- 7/8	1- 1/4	1-57/64	1- 3/16	1-57/64	1- 3/16	1-57/64												
30	1- 1/2	1-59/64	1- 7/16	1-15/16	1- 7/16	1-15/16	1- 3/8	1-15/16	1- 5/16	1- 6/64	1- 1/4	1- 6/64	1- 1/4	1- 6/64												
31	1- 9/16	1-63/64	1- 1/2	2	1- 1/2	2	1- 7/16	2	1- 3/8	2	1- 7/16	2	1- 3/8	2	1- 7/16											
32	1- 5/8	2- 3/64	1- 9/16	2- 1/16	1- 9/16	2- 1/16	1- 1/2	2- 1/16	1- 7/16	2- 5/64	1- 3/8	2- 5/64	1- 3/8	2- 5/64												
34	1- 3/4	2-11/64	1-11/16	2- 3/16	1-11/16	2- 3/16	1- 5/8	2- 3/16	1- 9/16	2-13/64	1- 1/2	2-13/64	1- 1/2	2-13/64												
36	1- 7/8	2-19/64	1-13/16	2- 5/16	1-13/16	2- 5/16	1- 3/4	2- 5/16	1-11/16	2- 21/64	1- 5/8	2- 21/64	1- 5/8	2- 21/64												
38	2	2-27/64	1-15/16	2- 7/16	1-15/16	2- 7/16	1- 7/8	2- 7/16	1-13/16	2- 29/64	1- 3/4	2- 29/64	1- 3/4	2- 29/64												
40	2- 1/8	2-35/64	2- 1/16	2- 9/16	2- 1/16	2- 9/16	2	2- 9/16	2- 15/16	2- 37/64	1- 7/8	2- 37/64	1- 7/8	2- 37/64												
42	2- 1/4	2-43/64	2- 3/16	2-11/16	2- 3/16	2-11/16	2- 1/8	2-11/16	2- 1/16	2-45/64	2	2-45/64	2	2-45/64												
44	2- 3/8	2-51/64	2- 5/16	2-13/16	2- 5/16	2-13/16	2- 1/4	2-13/16	2- 3/16	2- 53/64	2- 1/8	2- 53/64	2- 1/8	2- 53/64												
46	2- 1/2	2-59/64	2- 7/16	2-15/16	2- 7/16	2-15/16	2- 3/8	2-15/16	2- 5/16	2- 61/64	2- 1/4	2- 61/64	2- 1/4	2- 61/64												
48	2- 5/8	3- 3/64	2- 9/16	3- 1/16	2- 9/16	3- 1/16	2- 1/2	2- 9/16	3- 1/16	2- 5/64	2- 3/8	2- 5/64	2- 3/8	2- 5/64												
50	2- 3/4	3-11/64	2-11/16	3- 3/16	2-11/16	3- 3/16	2- 5/8	2- 3/16	3- 9/16	3-13/64	3- 1/2	3-13/64	3- 1/2	3-13/64												
52	2	7/8	3-19/64	2-13/16	3- 5/16	2-13/16	3- 5/16	2- 3/4	3- 5/16	2- 11/16	3- 21/64	2- 5/8	3- 21/64	2- 5/8	3- 21/64											
54	3	3-27/64	3-15/16	3- 7/16	2-15/16	3- 7/16	2- 7/8	2-15/16	3- 7/16	3-29/64	2- 3/4	3-29/64	2- 3/4	3-29/64												
56	3- 1/8	3-35/64	3- 1/16	3- 9/16	3- 1/16	3- 9/16	3	3- 9/16	3- 15/16	3-37/64	2- 7/8	3-37/64	2- 7/8	3-37/64												
58	3- 1/4	3-43/64	3- 3/16	3-11/16	3- 3/16	3-11/16	3- 1/8	3- 11/16	3- 1/16	3-45/64	3	3-45/64	3	3-45/64												
60	3- 3/8	3-51/64	3- 5/16	3-13/16	3- 5/16	3-13/16	3- 1/4	3-13/16	3- 3/16	3-53/64	3- 1/8	3-53/64	3- 1/8	3-53/64												
62	3- 1/2	3-59/64	3- 7/16	3-15/16	3- 7/16	3-15/16	3- 3/8	3-15/16	3- 5/16	3-61/64	3- 1/4	3-61/64	3- 1/4	3-61/64												
64	3- 5/8	4- 3/64	3- 9/16	4- 1/16	3- 9/16	4- 1/16	3- 1/2	4- 1/16	3- 7/16	4- 5/64	3- 3/8	4- 5/64	3- 3/8	4- 5/64												
66	3- 3/4	4-11/64	4- 3/16	3-11/16	4- 3/16	3-11/16	4- 3/16	3- 3/16	3- 9/16	4-13/64	3- 1/2	4-13/64	3- 1/2	4-13/64												
68	3- 7/8	4-19/64	3-13/16	4- 5/16	3-13/16	4- 5/16	3- 3/4	4- 5/16	3- 11/16	4- 21/64	3- 5/8	4- 21/64	3- 5/8	4- 21/64												
70	4	4-27/64	3-15/16	4- 7/16	4- 15/16	4- 15/16	4- 3/8	4- 15/16	4- 7/16	4-29/64	3- 3/4	4-29/64	3- 3/4	4-29/64												
72	4- 1/8	4-35/64	4- 1/16	4- 9/16	4- 1/16	4- 9/16	4	4- 9/16	4- 15/16	4-37/64	3- 7/8	4-37/64	3- 7/8	4-37/64												
74	4- 1/4	4-43/64	4- 3/16	4-11/16	4- 3/16	4-11/16	4- 1/8	4- 11/16	4- 45/64	4	4-45/64	4	4-45/64													
76	4- 3/8	4-51/64	4- 5/16	4-13/16	4- 5/16	4-13/16	4- 1/4	4-13/16	4- 3/16	4-53/64	4- 1/8	4-53/64	4- 1/8	4-53/64												
78	4- 1/2	4-59/64	4- 7/16	4- 15/16	4- 7/16	4- 15/16	4- 3/8	4- 15/16	4- 7/16	4-45/64	4- 1/4	4-61/64	4- 1/4	4-61/64												
80	4- 5/8	5- 3/64	4- 9/16	5- 1/16	4- 9/16	5- 1/16	4- 1/2	5- 1/16	4- 7/16	5- 5/64	4- 3/8	5- 5/64	4- 3/8	5- 5/64												
82	4- 3/4	5-11/64					4- 5/8	5- 3/16	4- 9/16	5-13/64	4- 1/2	5-13/64	4- 1/2	5-13/64												
84	4- 7/8	5-19/64					4- 3/4	5- 5/16	4- 11/16	5- 21/64	4- 5/8	5- 21/64	4- 5/8	5- 21/64												
86	5	5-27/64					4- 7/8	5- 7/16	4- 13/16	5- 29/64	4- 3/4	5- 29/64	4- 3/4	5- 29/64												
88	5- 1/8	5-35/64					5	5- 9/16	4- 15/16	5- 37/64	4- 7/8	5- 37/64	4- 7/8	5- 37/64				</td								

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
Ed. 04 Rev. 01 – novembre 2022

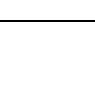
Allegato 4

Allegato 5

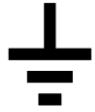
PITTOGRAMMI DI SERVIZIO (SERVICING STENCIL)

Sulla superficie esterna degli aeromobili (di impiego civile e militare) sono riportate indicazioni specifiche che identificano punti e funzioni specifiche dell'aeromobile, nonché punti di pericolo o che richiedono particolare cautela. Tali pittogrammi sono definiti dalla norma STANAG 3109 (militare, che deriva dal MIL-STD MS33739) e ISO 1950:1974 (civile). I pittogrammi riportati nel prospetto sono stati acquisiti da diverse fonti e potrebbero non essere accurati; inoltre sui documenti ufficiali citati non vengono fornite proporzioni grafiche dei vari elementi.

Le indicazioni riportate al di sotto dei simboli sono puramente indicative (sono riportate le indicazioni NATO).

Funzione		Simbolo
Italiano	Inglese	
Carburante / Combustibile	Fuel	
Combustibile per razzi	Rocket fuel	
Comburente (ossidante) per razzi	Rocket oxidiser	
Olio lubrificazione propulsore	Engine lubrication oil	
Fluido oleo-idraulico	Hydraulic fluid	
Fluido antighiaccio	De-icing fuel	
Refrigerante	Coolant	
Sistema pneumatico	Pneumatic system	
Connessione avviamento pneumatico	Pneumatic starter connection	
Ossigeno (respirazione)	Oxygen (breathing)	

Allegato 5

Funzione		Simbolo
Italiano	Inglese	
Fluido per l'incremento spinta	Aero-engine refrigerant (thrust augmentation fluid)	
Condizionamento aria	Air conditioning	
Sistema anti-incendio	Fire extinguishing system	 METHYL BROMIDE
Fluido inertizzante	Inerting fluid	 HELIUM NITROGEN 40% 60% ... PSI ... bar
Punto di messa "a terra"	Grounding or earthing receptacle	 GROUND HERE
Connessione elettrica esterna	External electrical connections	 - SERVICING - STARTING ... V AC ...Hz ... V DC
Rifornimento refrigerante	Refrigerant replenishment	 ARCTON
Registratore dati di volo	Flight data recorder	
Punto di ispezione batterie	Inspection of batteries	
Ispezione del circuito anti-ghiaccio	Inspection of de-icing circuit	
Punto di ispezione installazioni elettroniche	Inspection electronic installation	
Punto di ispezione filtro combustibile/ carburante	Inspection fuel filter	

Allegato 5

Funzione		Simbolo
Italiano	Inglese	
Drenaggio acqua serbatoio combustibile/ carburante	Fuel tank water drain	
Punto di prova sistema oleodraulico	Hydraulic system test point	
Punto di prova pressurizzazione cabina	Cabin pressure test point	
Punto di prova serbatoio fluido inertizzante	Inerting fluid (tank) test point	
Candele di accensione	Ignition plug	
Candelette accensione (jet)	Ignition plug – Jet engine start	
Punto di ispezione connessioni statiche	Inspection static connections (vents)	
Rifornimento acqua potabile	Drinking water replenishment	
Punto di servizio per servizi igienici	Toilet servicing	
Connessione interfono terra/bordo	Telephone connection ground to cockpit	
Zattera (canotto) di salvataggio	Dinghy (life raft)	
Punto di sollevamento con martinetti	Jacking point	
Punti di sollevamento	Slinging or hoisting points	

Allegato 5

Funzione		Simbolo
Italiano	Inglese	
Punto di ancoraggio	Mooring or picketing	
Area di sollevamento (carichi esterni)	Lifting area (external stores)	
Punto di traino	Towing point	
Supporto coda	Tail support	
Bloccaggio serbatoio sganciabile	Locking of drop tank	
Camminamento	Walkway	
Non calpestare	No step	
Non afferrare	No grip	
Dispositivo azionato da carica esplosiva (NB: non solo sedili eiettabili)	Explosive actuated device	
Presa d'aria o scarico APU	Airborne auxiliary power plant inlet or exhaust	
Espulsione esplosiva del tettuccio	Canopy explosive release	

Allegato 5

Funzione		Simbolo
Italiano	Inglese	
Cannone / mitragliatrice	Gun	
Alimentazione cannone / mitragliatrice	Gun feeding	
Contenitore colpi	Cartridge container	
Contenitore maniglioni	Link container	
Comando di sparo	Firing control	
Comando razzo	Rocket control	
Verricello sollevamento carichi esterni (bombe)	Bomb hoist	

ITIS "A. VOLTA" - Alessandria
"MANUALE DI AEROTECNICA, STRUTTURE ED IMPIANTI"
Ed. 05 Rev. 02 – novembre 2022

Allegato 5